

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»
Приладобудівний факультет
Кафедра приладів і систем орієнтації і навігації**

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ Надія Бурау

«__» _____ 20__ р.

Дипломна робота

на здобуття ступеня бакалавра

**за освітньо-професійною програмою «Комп'ютерно - інтегровані технології
та системи навігації і керування»**

**спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані техноло-
гії»**

на тему: «Гіроскопічний показчик курсу наземної техніки»

Виконав (-ла):

студент (-ка) 4 курсу, групи ПГ-п71

Кислицький Олексій Петрович _____

Керівник:

Доц., к.т.н., доц.,

Аврутов В.В. _____

Рецензент:

Асистент., к.т.н.,

Івасенко В.М. _____

Засвідчую, що у цій дипломній роботі
немає запозичень з праць інших авторів
без відповідних посилань.

Студент (-ка) _____

Київ – 2020 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»**

Приладобудівний факультет

Кафедра приладів і систем орієнтації та навігації

Рівень вищої освіти – перший (бакалаврський)

Спеціальність – 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»

Освітньо-професійна програма – «Комп'ютерно-інтегровані технології та системи навігації і керування»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри, проф., д.т.н.

_____ Надія Бурау

«___» _____ 2020 р.

ЗАВДАННЯ

на дипломну роботу студенту

Кислицькому Олексію Петровичу

1. Тема роботи «**Гіроскопічний показчик курсу наземної техніки**», керівник роботи Аврутов Вадим Вікторович, канд. тех. наук, доцент, затверджені наказом по університету від «___» _____ 20__ р. № _____

2. Термін подання студентом роботи: 05.06.2020 р.

3. Вихідні дані до роботи: Параметри руху основи: швидкість до 50 км/год, нахили по кутах крену та тангажу до 30°, частота хитамиці 0,5-1,5 Гц; амплітуда коливань до 10°, інтервал температури $\pm 50^{\circ}\text{C}$, габарити: 150 x 150 x 100 мм, вага до 6 кг, відхід головної вісі гіроскопу за 15 хвил. ± 3 град, час підготовки приладу до роботи 10 хвил., напруга первинного джерела живлення $\pm 27\text{ В}$, струм 3А.

4. Зміст роботи:

4.1. Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроскопічних показчиків курсу наземної техніки.

4.2. Вибір кінематичної та структурно-функціональної схеми приладу.

4.3. Розробка математичної моделі гіроскопічного показчику курсу.

4.4. Розрахунок методичних та інструментальних похибок приладу.

5. Перелік ілюстративного матеріалу:

- 5.1. Кінематична схема;
- 5.2. Схема структурно-функціональна;
- 5.3. Simulink-модель приладу.

Презентація в форматі Microsoft PowerPoint (*.ppt) або Adobe Acrobat (*.pdf).

6. Дата видачі завдання: 28.03.2020

Календарний план

№ з/п	Назва етапів виконання дипломної роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1.	Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроскопічних показників курсу наземної техніки.	10.05.2020	
2.	Вибір кінематичної та структурно-функціональної схеми приладу.	01.04.2020	
3.	Розробка математичної моделі гіроскопічного показнику курсу.	01.05.2020	
4.	Розрахунок методичних та інструментальних похибок.	01.06.2020	

Студент

О.П. Кислицький

Керівник роботи

В.В. Аврутов

Анотація

Бакалаврська робота складається зі вступу, чотирьох розділів, висновків, списку використаних джерел у кількості 25 джерел.

Об'єктом нашої роботи є гіроскопічний показчик курсу наземної техніки.

Предметом дипломної роботи є гіроскопічного показчика курсу наземної техніки. дипломної роботи використовувалися наступні методи дослідження: таблични, графічний, метод середніх, абсолютних та відносних величин, балансовий метод та метод дослідження показників у динаміці.

Метою дипломної роботи є дослідження питання щодо гіроскопічного показчика курсу наземної техніки.

В роботі наведено інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроскопічних показчиків курсу наземної техніки. Здійснено вибір кінематичної та структурно-функціональної схеми приладу. Здійснено розробку математичної моделі гіроскопічного показчику курсу. Наведено розрахунок методичних та інструментальних похибок.

Ключові слова: ГПК, гіроскопічний показчик, наземна техніка, навігація, керування

Annotation

The bachelor's thesis consists of an introduction, four chapters, conclusions, a list of used sources in the amount of 25 sources.

The object of our work is a gyroscopic indicator of the course of ground equipment.

The subject of the thesis is a gyroscopic indicator of the course of ground equipment. The following research methods were used in the thesis: tabular, graphical, method of average, absolute and relative values, balance method and method of research of indicators in dynamics.

The purpose of the thesis is to study the question of the gyroscopic index of the course of ground equipment.

The paper presents an information-analytical review of the current state of gyroscopic indicators of the course of ground equipment. The choice of kinematic and structural-functional scheme of the device is made. A mathematical model of the gyroscopic course index has been developed. The calculation of methodical and instrumental errors is given.

Keywords: COD, gyroscopic index, ground equipment, navigation, control

ЗМІСТ

Завдання	2
Анотація	4
Перелік умовних позначень и скорочень	7
Вступ	8
Розділ 1. Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроскопічних показників курсу наземної техніки. Вибір кінематичної та структурно-функціональної схеми приладу	9
1.1 Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроскопічних показників курсу наземної техніки	9
1.2 Вибір кінематичної та структурно-функціональної схеми приладу	22
Розділ 2. Розробка математичної моделі гіроскопічного показника курсу.	27
Розділ 3. Похибки гіроскопічного показника курсу. Імітаційне моделювання гіроскопічного показника курсу.	35
3.1 Карданова похибка і її особливості	35
3.2 Похибка ГН через неточність азимутальної корекції	39
3.3 Похибка від нестабільності кінематичного моменту	40
3.4 Похибки обумовлені моментом дебалансу	42
3.5 Імітаційне моделювання гіроскопічного показника курсу	45
Висновки	54
Список використаних джерел	55

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ

ГН – гіроскоп напрямку

ГПК – гіронапівкомпас

АП – автопілот

Т – танк

ДУ – датчик кута

ДМ – датчик моменту

ОКП – обертовий контактний пристрій

ГМ – гіромотор

ШП – шарикопідшипник

Вступ

Для ручного чи автоматичного керування рухомим об'єктом за заданим курсом необхідний датчик фіксованого азимутального напрямку, по якому можна було б знайти відхилення об'єкта від заданого курсу. У випадках, коли час використання датчика невеликий (від хвилини до декількох годин), з великим успіхом використовуються гіроскопи напрямку (ГН), або як їх ще називають, гіроскопічні показчики курсу, що вигідно відрізняються від інших навігаційних приладів простотою конструкції та надійністю.

Гіроскопом напрямку (ГН) називають триступеневий астатичний гіроскоп, обладнаний горизонтальною та азимутальною системами корекції.

ГН, в відмінну від гірокомпасу, не має напрямної сили, що утримує головну вісь в площині географічного меридіану. Він забезпечує тільки збереження будь-якого первісно заданого напрямку в азимуті – точніше, забезпечує малу швидкість «уходу» від заданого напрямку. При початковому налаштуванні його вісі в площину меридіану, він дозволяє визначити курс об'єкта протягом обмеженого проміжку часу, визначеного швидкістю дрейфу гіроскопа і належною точністю визначення курсу. В загальному випадку, ГН дозволяє визначити кути рискання та зміни курсу. В зв'язку з зазначеними особливостями, ГН нерідко (особливо, в авіаційній техніці) називають гіронапівкомпасами (ГПК).

РОЗДІЛ 1. ІНФОРМАЦІЙНО-АНАЛІТИЧНИЙ ОГЛЯД СУЧАСНОГО СТАНУ ГІРОСКОПІЧНИХ ПОКАЖЧИКІВ КУРСУ НАЗЕМНОЇ ТЕХ- НІКИ. ВИБІР КІНЕМАТИЧНОЇ ТА СТРУКТУРНО- ФУНКЦІОНАЛЬНОЇ СХЕМИ ПРИЛАДУ

1.1. Інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроскопі- чних показчиків курсу наземної техніки

Перші гіропівкомпаси були розроблені фірмою Sperry Gyroscope Company в 1929 році для потреб авіації. Випробувальний політ, в якому випробовувався гіропівкомпас та інша оригінальна розробка Sperry – авіагоризонт – став першим зафіксованим польотом, в якому пілот орієнтування тільки за допомогою приладів [2].

У роки бурхливого зростання льотно-технічних характеристик літаків аж до кінця Другої світової війни проводилася розробка гіроскопічних навігаційних приладів (показчиків повороту і авіагоризонтів) на основі двоступеневих і вільного пневматичних гіроскопів.

З 1935 року почалося серійне виробництво гіропівкомпасів типу ГПК, побудованого на основі вільного пневматичного гіроскопа.

Конструкція приладу показана на (рис.1.1.) Ротор 1 гірополукомпаса є масивний латунний диск з лунками по колу і з двома ребордами, посадженими по обидва боки лунок. В ротор запрессована вісь з полірованими конусами, що входять в шарикопідшипники. Момент інерції ротора близько $0,7 \cdot 10^{-4} \text{ Нмс}^2$; швидкість обертання 10 000 - 12 000 об / хв, кінетичний момент - $H \approx 0,08 \text{ Нмс}$ [1].

У внутрішній рамці 22 укріплені шарикопідшипники ротора. Підшипники посаджені в дві латунні різьбові пробки; підтягуючи ці пробки, регулюють люфт в осі ротора. Пробки закріплюються затискними гвинтами. Перпендикулярно осі ротора в рамку посаджені зовні ще два підшипника 19: на них рамка може обертатися разом з ротором навколо горизонтальній осі x-x

підвісу. Рамка має нарізаний стрижень з пересувним грузиком 6 (гайкою) для балансування гіроскопа навколо осі xx .

У зовнішній рамці 4 укріплені дві цапфи 18 з полірованими конусами, входять в шарикопідшипники 19 внутрішньої рамки. Підтягуючи центри, можна регулювати люфт в осі гіроскопа [1].

Для того, щоб зовнішня рамка могла обертатися навколо вертикальної осі, знизу в рамку запрессована наполеглива вісь, яка спирається на кульку 10 і центрується шарикопідшипником 9, посадженим у фланець корпусу. Зверху в рамку посаджений підшипник 3, в який з корпусу приладу входить конічний регульований центр 2. На рамці укріплена картушка 5 (шкала) гіро-полукompаса, що представляє собою кільце з поділами зовні. Рамка несе на собі трубопровід 16 і сопло 20, розгін ротора [3].

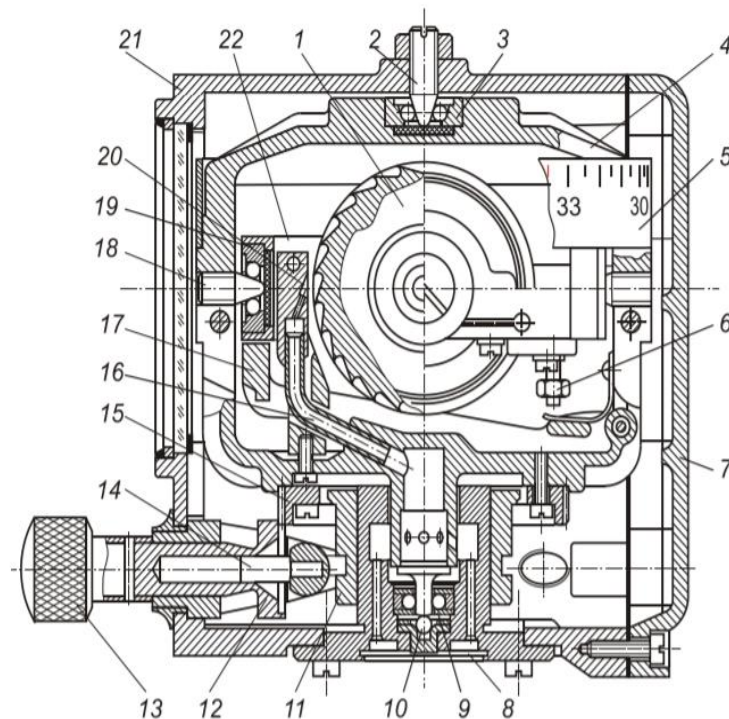


Рис.1.1. [3] 1 - ротор; 2 - центр регульований; 3 - підшипник; 4 - зовнішня рамка; 5 - шкала; 6 – гвинт балансування; 7 - кришка корпусу; 8 - фільтр; 9 - шарикопідшипник; 10 - куля; 11 - втулка аретира; 12 - торцева шестерня; 13 - ручка; 14 - штифт вилки; 15 - шестерня; 16 - трубопровід; 17 -

стопорний важіль; 18 - цапфа; 19 - підшипник підвісу внутрішньої рамки; 20 - сопло; 21 - корпус; 22 - внутрішня рамка підвісу.

Нижній фланець корпусу несе в собі зав'язаний підшипник і фільтр 8 (металеву сітку). Для зменшення витоків повітря при переході його з фланця в рамку зазор між фланцем і циліндричної частиною рамки, що входить у фланець, роблять мінімальним [1].

На зовнішній рамі укріплений на осі стопорний важіль 17 і циліндрична шестерня 15. На фланець корпусу надіто стопорне кільце 11, в кільцеву проточку якого входить вилка, що коливається на осі в корпусі приладу. Ручка аретира 13 забезпечена торцевої шестернею 12 і може рухатися поступально і обертатися. При натиску на ручку 13 штифт 14 потрапляє в конічний отвір торцевої шестерні, завдяки чому вилка примусово повертається в горизонтальне положення. При цьому вилка піднімає втулку 13, повертаючи догори стопорний важіль 17. При підйомі стопорний важіль впирається в внутрішню рамку і замикає гіроскоп. Одночасно торцева шестерня 12 зчіплюється з циліндричної шестернею 15, і поворот ручки викликає поворот рамки 4 разом з картушкою на потрібне число градусів. При витягуванні ручки гіроскоп звільняється [1].

Корпус 21 зпереду має кругле вікно, закрите склом. Під склом лежить рант з прямокутним вирізом, через який видно картушка. По середині вирізу натягнута курсова риса для відліку курсу. Корпус ззаду закривається кришкою 7.

Для живлення приладу за допомогою відсмоктування корпус приладу роблять герметичним і постачають штуцером. При живленні приладу шляхом нагнітання повітря штуцер встановлюють на нижньому фланці корпусу.

Ротор гіроскопа обертається під дією струменя повітря, що б'є з сопла 20 по лунках, вифрезерована по колу ротора.

У приладі використовується система аеродинамічній межрамочном корекції. Корекція гіроскопа здійснюється наступним чином (рис. 1.2). Сопло, розгін ротора, поміщено на зовнішньої рамі гіроскопа в площині уз.

При нахилі головної осі гіроскопа разом з внутрішньої рамкою на кут β струмінь з сопла починає бити на одну з двох реборд (бортиків), поміщених по обидва боки лунок. Тиск струменя на реборди направлено перпендикулярно її поверхні і паралельно осі x . Силу цього тиску можна розкласти по двох напрямках: паралельно осі z і перпендикулярно до неї. Друга складова $F_{ГК}$ є спрямовуючою силою, що викликає прецесію гіроскопа навколо осі y [3].

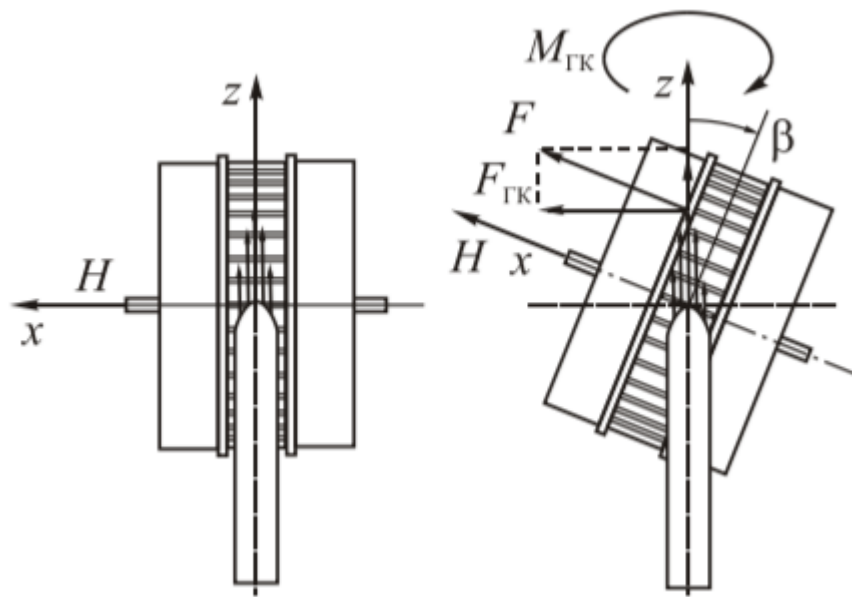


Рис.1.2. [3] Система аеродинамічній межрамочном корекції

Система азимутальної компенсації в приладі відсутня, тому догляд гіроскопа в азимут становить 3° за 15 хвилин. У спроектованому в той же час автоматі курсу пневматичного автопілота АП-42 істотно змінена конструкція аретира. Конструкція аретира автомата курсу замість азимутальної шестерні в звичайному розглянутому вище ЦПК має прикріплену на стійках до вертикальної рами 1 (рис.1.3) рухливу шайбу 2 з отворами, розташованими по колу. У ці отвори входять штифти, укріплені на шестерні, за допомогою якої рамці повідомляється обертальний рух. При русі вгору шайба піднімає важіль аретира 3, який призводить вісь ротора в горизонтальне положення [3].

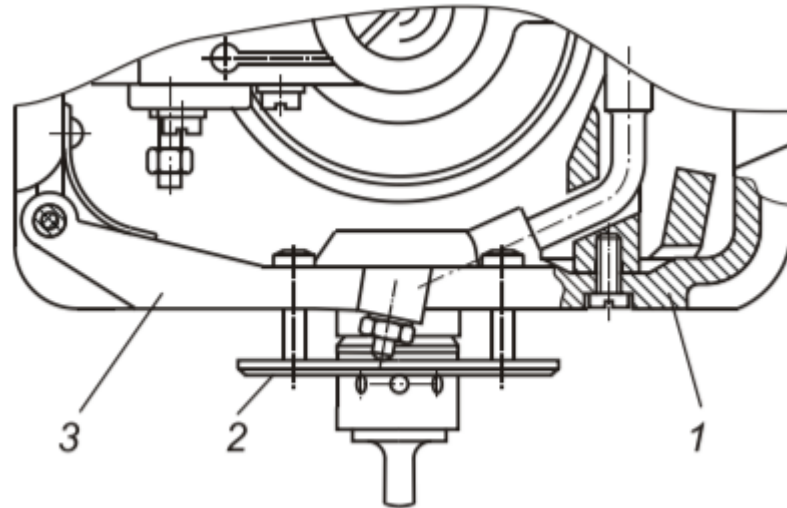


Рис.1.3. [3] Аретир автомата

Розробки та виробництва аналогових електромеханічних авіаційних приладів і систем сприяло створення в кінці 40-х годов електротехнической промисловості як науково-технологічної бази виробництва бортового електроустаткування - малогабаритних електричних двигунів, інформаційних електричних машин, перш за все сельсинов, тахогенераторів та інших приладів.

В кінці 40-х років був спроектований пілотажний електричний гіро-напівкомас ГПК-48 [2].

ГПК-48 [28] побудований за тією ж схемою, що і пневматичний ЦПК, фактично будучи його глибокою модернізацією. Замість пневматичного гіроскопа, розміщеного у внутрішній рамці, використовується асинхронний двигун змінного трифазного струму типу ГМ-4, що живиться напругою 36В, частотою 400Гц. Нерухома вісь гіромотора закріплена в гірокамера, що є внутрішньою рамкою. До гірокамера прикріплені дві сталеві піввісь, на які насаджено внутрішні кільця підшипників. Зовнішні кільця підшипників пов'язані з зовнішньою рамкою 3. Одне з зовнішніх кілець має можливість переміщатися в осьовому напрямку при температурних змінах деталей приладу. Зовнішня рамка карданного вузла обертається в підшипниках магнітного типу.

Зовнішнє кільце верхнього підшипника встановлено в сталевий втулці, що має можливість переміщатися в осьовому напрямку всередині бронзової

втулки з фланцем, закріпленої у верхній кришці корпусу приладу. Для усунення осьового люфту зовнішньої рамки над сталевий втулкою поміщена компенсаційна бронзова пружина, натяг якої регулюється прокладкою. До верхньої частини зовнішньої рамки гіроузла прикріплені картушка з ціною поділки 1° і оцифруванням через 10° , і ротор корекційного двигуна горизонтальної корекції. За картушке за допомогою курсової риси, наявної на корпусі приладу, звітує курс літака [1].

Гірокамерой має свободу обертання в межах $\pm 75^\circ$ щодо зовнішньої рамки. Зовнішня рамка, в свою чергу, може повертатися щодо своєї осі на необмежений кут.

Гірополукомпас має горизонтальну міжрамочної корекцію, яка утримує головну вісь гіроскопа під кутом 90° до осі зовнішньої рамки.

До складу системи корекції входить контактний датчик кута, розміщений на осі підвісу гірокамерой і корекційний двигун.

Як корекційного двигуна застосований двофазний асинхронний багатополосний двигун зверненого типу, що працює в загальмованому режимі. Звернена конструкція двигуна дозволяє мінімізувати число електричних ліній зв'язку між датчиком кута і статором двигуна, що спрощує конструкцію токопідвід [1].

Статор корекційного двигуна закріплений в расточке верхньої кришки корпусу приладу. Він являє собою "білячу клітку", пакет якої складають висікання, відштамповані з електротехнічної сталі, залиті алюмінієвим сплавом.

При відхиленні головної осі гіроскопа від перпендикуляра до осі зовнішньої рамки замикаються контакти датчика кутів, що включають корекційний двигун 5. Датчик моменту починає працювати тільки при порушенні перпендикулярності головної осі гіроскопа на 4° щодо осі зовнішньої рамки.

Корекційний момент, діючий на зовнішню рамку карданового підвісу, змушує прецесировать гірокамерой до відновлення перпендикулярності головної осі гіроскопа відносно площини зовнішньої рамки [3].

У гірополукомпасу ГПК-48 відсутня азимутальна корекція. Для установки заданого курсу прилад має аретира пристрій, що дозволяє повертати гіроузел разом з картушкою. Аретира механізм послідовного дії змонтований в нижній частині приладу і за своєю конструкцією мало відрізняється від аналогічного механізму автомата курсу автопілота АП-42 [3].

Підведення живлення до гіромотори і корекційного двигуну здійснюється через щіткові і колекторні струмопідведення.

Для зменшення моменту тертя по осі внутрішньої рамки використовують точкові струмопідведення. Групи контактів розташовані в них так, що зіткнення рухомих і нерухомих контактів відбувається в точках, розташованих по геометричній осі обертання кожуха двигуна гіроузла.

Основні технічні характеристики ГПК-48 :

- Живлення приладу - трифазний струм напругою 36 ± 4 в, частотою $400\text{Гц} \pm 10\%$;
- Споживана потужність 12 Вт;
- момент інерції ротора $1,8 \cdot 10^{-4} \text{ Нмс}^2$;
- Швидкість обертання 21000 об / хв;
- Кінетичний момент 0,396 Нмс;
- Робочий діапазон температури від $+ 50^\circ$ до -60° C ;
- Швидкість догляду в азимут - $3^\circ \dots 5^\circ$ за 15 хв.

ГПК-48 знайшов масове застосування на літальних апаратах, як поршневих, так і реактивних і випускався до середини 90-х років.

З 1956 року гіронапівкомпас ГПК-48 встановлювався на рухомих об'єктах, що відносяться до сухопутних військ (БТР, БМП, танках і автомобілях) для витримування заданого напрямку при русі в складних метеоумовах, вночі та при подоланні водних перешкод [12].

За часів Другої світової війни покажчики курсу стали також застосовуватись на американських та німецьких танках. В СРСР обладнання танків навігаційною апаратурою почалося тільки в 1950 році, коли для танка Т-34-85 було розроблено дослідний комплект навігаційної апаратури. До складу цієї

системи входили гіроскоп типу «Янтарь-2М», перетворювач струму для гіроскопу, курсопрокладчик, показчик курсу механіка-водія, оптичний візир та буссоль ПАБ .[1].

В процесі експлуатації виявилася його недостатня віброзахисність, тому з 1965 року він був замінений приладом ГПК-59.

Конструкція приладу показана на (рис. 1.4.).

Основними вузлами ГПК-59 є:

1. карданова підвіс, який складається з гіромотора, внутрішньої і зовнішньої рамок підвісу.
2. Корпус з механізмом аретира.
3. Кришка з контактною групою.
4. Панель з патроном підсвічування.

Гіромотор 2 знаходиться в кожусі, який є внутрішньою рамкою карданового підвісу, і може повертатися навколо горизонтальної осі щодо зовнішньої рамки на кути $\pm 45^\circ$. Зовнішня рамка 17 карданового підвісу має необмежений кут обертання навколо вертикальної осі щодо корпусу 12 приладу. Внутрішня і зовнішня рамки карданового підвісу спираються на шарикопідшипники 3 і 8 відповідно. Шарикопідшипники 8 встановлені через гофровану стрічку 9, яка служить амортизатором, при ударних перевантаженнях.

У внутрішню рамку карданового підвісу загорнутий балансний (регулювальний) гвинт 16 з грузиком, переміщаючи який здійснюють азимутально корекцію .[1].

На зовнішньої рамці карданового підвісу закріплена шкала 19 з поділами країн світу - С, Ю, В, З, при цьому напрямок С-Ю збігається з напрямком головної осі ЦПК

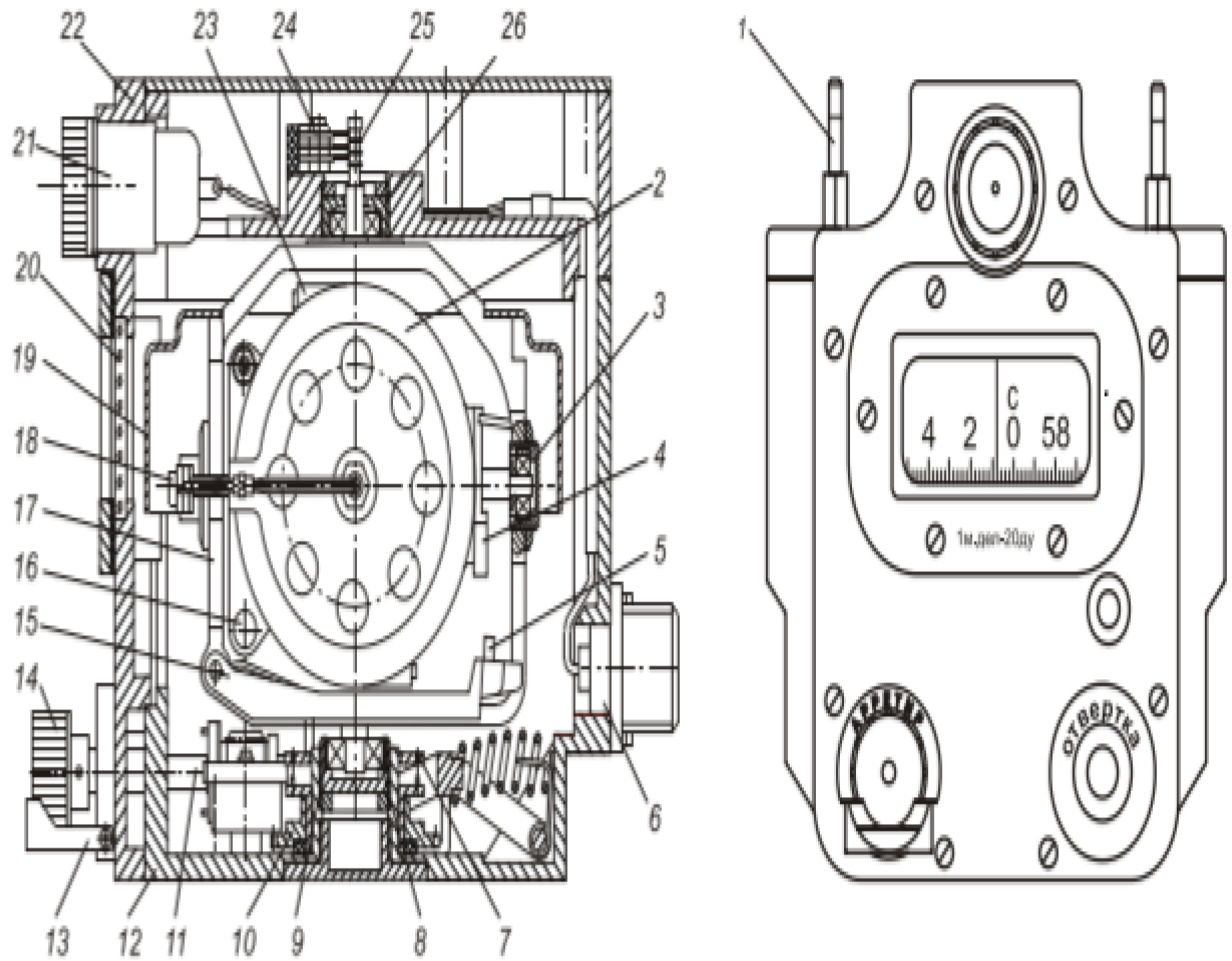


Рис.1.4. [3] Гіроскопічний показчик курсу ГПК-59: 1 - шпилька; 2 - внутрішня рамка (гірокамерой); 3 - шарікоподшипник підвісу гірокамерой; 4 - кулачок аретира; 5 - зуб коромисла аретира; 6 - вилка; 7 - кільце; 8 - магнетний шарікопідшипник; 9 - гофрована стрічка; 10 - муфта; 11 - вісь; 12 - корпус; 13 - скоба; 14 - ручка; 15 - важіль аретира; 16 - гвинт регулювальний (балансування); 17 - рамка; 18 - точковий токоподвод 19 - шкала; 20 - скло; 21 - ліхтарик; 22 - панель; 23 - сопло; 24 - вузол щіток; 25 - колектор; 26 - втулка різьбова.

Шкала розділена на 600 поділок, ціна кожної поділки (00-20) д.у. (Поділів кутоміра). Оцифрована шкала - через (00-20) д.у.

До корпусу приладу прикріплена панель 22 з ліхтариком 21 і склом 20, на якому нанесений індекс, щодо якого виконується відлік показань приладу.

Харчування гіромотора здійснюється через вилку 6, колектор 18, встановлений на осі зовнішньої рамки, маломоментний токоподвод 25.

Шкала приладу висвітлюється мініатюрної лампочкою, яка знаходиться під прозорим ковпачком ліхтарика 20.

Кріплення приладу на об'єкті здійснюється за допомогою чотирьох шпильок гайками М4.

Азимутна корекція грузикового типу здійснюється за допомогою балансного гвинта 16, принцип роботи детально описаний нижче.

Система горизонтальної корекції міжрамочного типу контролює перпендикулярність головної осі гіроскопа площині зовнішньої рамки; Для підтримки цієї перпендикулярності використовується повітряно-реактивний міжрамочний коректор [1].

Повітряно-реактивний струмінь формується завдяки двом діаметрально розташованим заглибинах на циліндричній поверхні гірокамерой. Поглиблення закінчуються соплами 8, воздушнознімні частини які відходять від ротора на відстані 0,02 - 0,03 мм. Ці струмені створюють реактивний момент, вектор якого спрямований уздовж осі обертання ротора в сторону, протилежну вектору кутової швидкості обертання. Проекція цього моменту на вертикальну вісь підвісу зовнішньої рамки викликає прецесію гіроскопа.

Сильний потік повітря з тиском 100 мм водяного стовпа інтенсивно переміщує внутрішній обсяг і вирівнює нагрів всіх частин приладу, що покращує температурну стабільність роботи приладу.

Арретірованія приладу в неробочому стані здійснюється спеціальним механізмом аретира, схема і принцип дії якого збігається з аналогічним пристроєм ГПК-48.

У верхній частині зовнішньої рамки карданова підвісу закріплена шкала, проградуїрована в поділка кутів. Шкала гірополуконпасу розбита на 600 малих поділок. Ціна одного малого поділу 20 д.у.[1]

Для спостереження за шкалою на передній платі є вікно, закрите склом. Шкала підсвічується спеціальною лампою, патрон якої розташований у верх-

ній частині приладу. На плату виведена рукоятка аретіра пристрою. У правій нижній частині плати є викрутка для проведення балансування гіроскопа і отвір, закритий пробкою для доступу до регулювального гвинта азимутального коректора. Регулювальний гвинт встановлюється проти отворів тільки при заарретірованном гіроскопі та встановлення шкали з відміткою 0 проти індексу приладу. На рукоятці викрутки нанесено 10 поділок. Поворот гвинта на дві - чотири поділки викрутки викликає зміну величини догляд головної осі гіроскопа на один малий поділ шкали (20 д. у.) За 30 хв.

Починаючи з танку Т-55 на радянські танки в якості показчиків курсу почали встановлювати гіропівкомпас ГПК-59. Цей прилад використовувався на лінійці всіх основних бойових СРСР та використовується як елемент навігаційної системи на українському танку БМ «Оплот».

В табл.1 представлені деякі тактико-технічні характеристики сучасних танків.

В сучасних основних бойових танках використовуються комплексні навігаційні системи, в яких крім гіропівкомпасів використовуються також системи супутникового позиціонування GPS, Galileo, Beidou або ГЛОНАСС.

Табл.1. Тактико-технічні характеристики сучасних танків

Характеристики	Т-90 (Росія)	Т-84У «Оплот» (Україна)	Леопард 2 (Німеччина)	Абрамс (США)
<u>Розміри</u>				
Бойова вага, т	46,5	48	62	61,3
Довжина, мм	6860	7705	7700	7917
Ширина, мм	3460	3775	3700	3658
Висота, мм	2230	2760	2790	2885
Кліренс, мм	490	515	490	480
Бронювання лоб башти, мм	830	900	750	---
<u>Озброєння</u>				
Калібр і марка гармати	125-мм 2А46М-5	125-мм КБА3	120-мм Rheinmetall Rh-120	120-мм M256
Приціли	лазерний приціл-дальномір 1Г46, денний/нічний ТКН-4С, активно-пасивний нічний ТПН-4-49 або телевізійний ТО1-ПО2Т	денний приціл навідника 1Г46М, прицільно-спостережний комплекс ПНК-4СР, тепловізор Буран-Кетрін-Е, приціл зенітної установки ПЗУ-7	лазерний приціл-дальномір EMES-15 із вбудованим тепловізійним каналом, панорамний перископічний PERI-R17, допоміжний FERO-Z18	перископічний монокулярний GPS із вбудованим лазерним дальноміром, телескопічний M920, монокулярний M919
Кулемети	1 × 12,7-мм НСВТ або Корд , 1 × 7,62-мм ПКТ	12,7-мм зенітний кулемет КТ-12,7; 7,62-мм спарений кулемет КТ-7,62	2 × 7,62-мм MG-3	1×12,7-мм M2HB , 2×7,62-мм M240
Потужність двигуна, кінськ. сил	1000	1200	1500	1500
Швидкість по шосе, км/год	60	65-70	72	70
Запас ходу, км	550	450	550	410

Тенденції розвитку ГН

Основні напрямки вдосконалення ГН наступні:

- вдосконалення конструкції і технології виготовлення гіроскопів для зменшення швидкості доглядів, використання гіроскопів з безконтактним підвісом;
- розробка конструкцій на основі гіроскопічних стабілізаторів;
- розробка методів і схем автокомпенсації впливу моментів-перешкод;
- комбінування з іншими приладами;
- комплексування з іншими приладами курсу.

Зупинимося на двох останніх напрямках трохи докладніше, так як три перших роз'яснень не вимагають.

Комбінування ГН з іншими приладами здійснюється в двох основних формах [1].

Перша, уже згадувана, полягає в конструктивному або схемо об'єднанні ГН з Гіровертикаль або стабілізаторами горизонту, т. Е. В використанні курсовертикаль або тривісних силових і індикаторних стабілізаторів. При такому комбінуванні усуваються методичні похибки ГН типу карданова, віражної, відходу від впливу качки на систему горизонтальної корекції.

Друга форма полягає в створенні так званих двох режимних приладів курсу. Такі комбіновані прилади з'явилися після розробки коректованих гірокомпасів, у яких головна вісь гіроскопа в положенні рівноваги лежить в площині меридіана і в площині горизонту. Це спрощує переклад приладу з режиму гірокомпас в режим гіроазімута, т. е. ГН, 75 простим відключенням ланцюга управління гіроскопом від маятника. Перемикання гірокомпас в режим ГН доцільно на час маневрування об'єкта, що супроводжується значними прискореннями, для усунення похибок від впливу прискорень на маятниковий елемент гірокомпас [1].

Комплексуванням приладів курсу називають спільне використання інформації від приладів курсу різних типів з метою підвищення точності визначення курсу. ГН гостро потребують додаткової інформації про курс для початкової їх виставки, а також для періодичного обліку накопиченої внаслідок неточності азимутальної корекції і догляду під впливом моментів перешкод похибки.

Як джерела додаткової інформації про курс на морських об'єктах найчастіше використовують гірокомпаси, а в авіації - магнітні компаси, радіокомпаси, астрокомпаси. В авіації застосовують курсові системи, що включають один або два гіроскопа напрямку, магнітний прилад курсу (індукційний компас), радіокомпас, астрокомпас [1].

На великих надводних кораблях, а також на підводних човнах використовують навігаційні комплекси, які вирішують всі завдання навігації, включаючи завдання визначення курсу, на основі спільного використання, т. Е. Комплексування, різних технічних засобів (гіроскопічних, астрономічних, радіотехнічних, магнітних, гідроакустичних та т. п.) з обробкою первинної інформації на бортовий ЦВМ. Основа сучасних морських і авіаційних навігаційних систем - інерціальні навігаційні системи [1].

1.2. Вибір кінематичної та структурно-функціональної схеми приладу

В якості кінематичної схеми виберемо найбільш поширену схему ГН (рис. 1.1), що представляє триступеневий гіроскоп в кардановому підвісі з вертикальною віссю підвісу зовнішньої рамки. На осях підвісу гіродвигателя є датчики кута ДУ і датчики моменту. На датчик моменту ДМ на осі підвісу внутрішньої рамки подають керуючий сигнал $U_{ак}$ азимутальної корекції. Цей сигнал викликає

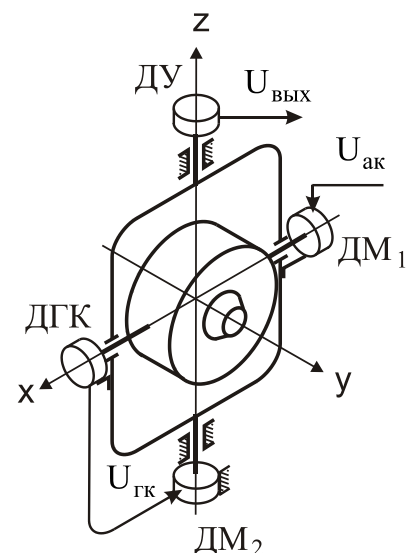


Рис. 1.1. Гіроскоп напрямлення

прецесійний рух гіроскопа в азимут, т. щ. Поворот навколо зовнішньої осі підвісу [1].

Сигнал $U_{гк}$ горизонтальної корекції гіроскопа подається на датчик моменту $ДМ_2$ на осі підвісу зовнішньої рамки. Систему горизонтальної корекції зазвичай будують за замкнутою схемою. Сигнал $U_{гк}$ горизонтальної корекції формують за допомогою датчика горизонтальної корекції (ДГК). Такий датчик видає сигнал $U_{гк}$ при відхиленні головної осі гіроскопа або від площини горизонту, або від напрямку перпендикуляра до площини зовнішньої рамки. Цей сигнал за допомогою датчика моменту $ДМ_2$ викликає прецесійний рух навколо осі підвісу внутрішньої рамки до тих пір, поки відхилення головної осі від площини горизонту або перпендикуляра до площини зовнішньої рамки не буде усунуто [1].

Сигнал відхилення головної осі гіроскопа від площини горизонту отримують за допомогою маятникового пристрою, закріпленого на кожусі гіроскопа або на осі підвісу кожуха. Зручний спеціально для цієї мети розроблений рівень з електrolітичним датчиком кута, що перетворює переміщення бульбашки рівня в електричний сигнал - так званий маятниковий рідинний перемикач.

Сигнал відхилення головної осі від перпендикуляра до площини зовнішньої рамки можна отримати за допомогою контактного, потенціометричного або трансформаторного датчика кута.

Перевага замкнутої позиційної ланцюга горизонтальної корекції в порівнянні з розімкненим - неможливість накопичення догляду гіроскопа збігом часу через неминучою неточності формування сигналу корекції [1].

Як приклад, розглянемо конструкцію гіропівкомпасу ГПК-59.

Гіропівкомпас ГПК-59 являє собою навігаційний гіроскопічний вказівник курсу підвищеної точності, призначений для забезпечення водіння машин за заданим курсом в умовах ускладненого орієнтування.

Принцип роботи гіропівкомпаса заснований на властивості гіроскопа зберігати незмінне задане положення головної осі в просторі.

У комплект курсовказівника входять гіропівкомпас ГПК-59 (рис.1.2) і перетворювач ПАГ-1Ф що являє собою апарат для перетворення напруги по-

стійного струму бортової мережі машини у змінну трифазну напругу величиною 36 В частотою 400 гц.

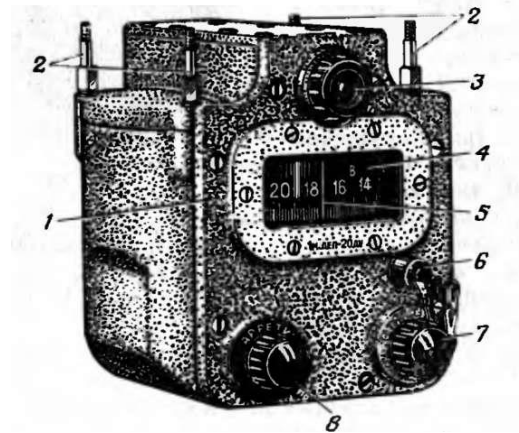


Рис.1.2. Гіропівкомпас: 1 лицьова панель (плата); 2 - шпильки кріплення; 3 - патрон лампи підсвічування; 4 - шкала; 5 - індекс; 6 - пробка регулювального отвору; 7- викрутка; 8 - рукоятка управління аретиром і механізмом установки курсу.

У ГПК-59 застосовано такий самий гіромотор, як і в гіронапівкомпасі ГПК-48. Гіромотор 2 знаходиться в гірокамері 4 (рис.1.3), у якій знаходиться його вісь обертання. Гірокамера 4 гіромотора слугує одночасно внутрішньою рамкою гіроскопу і може вільно обертатися навколо горизонтальної осі відносно зовнішньої рамки 3. Зовнішня рамка 3 може вільно повертатися на необмежений кут у підшипниках корпусу і кришки приладу. Для пом'якшення ударних навантажень на вісі карданового підвісу підшипники осей встановлені зовнішніми кільцями на сталеві гофровані прокладки ресори; нижній підшипник вертикальної осі торцем спирається на пружину шайбу.

Підведення електричного живлення до гіромотора по вертикальній осі карданового підвісу здійснюється малогабаритним обертовим контактним пристроєм (ОКП), розташованим у верхній частині приладу. Рухлива група контактів складається з трьох контактних кілець, напресованих на кінець ве-

ртикальної осі та ізольованих одне від одного. Нерухома група контактів закріплена в кришці приладу і складається з контактних пружин.

На торці осі гірокамери здійснений маломоментний струмовідвід 7 у вигляді центральних контактів.

У верхній частині зовнішньої рамки карданового підвісу закріплена шкала 4 (рис.1.2), проградуйована в поділках кутоміру. Шкала гіронапівкомпасу розбита на 300 малих поділок. Ціна одної малої поділки – 20 п.к. Для спостереження за шкалою на передній платі 1 є спеціальне вікно, закрите склом. Шкала підсвічується спеціальною лампочкою, патрон 3 якої розташований у верхній частині приладу. На плату виведено рукоятку 8 аретируючого пристрою.

У правій нижній частині плати знаходиться викрутка 7 для проведення балансування гіроскопа і отвір, закритий пробкою 6, для доступу до регулювального гвинта азимутального коректора. Доступ до регулювального гвинта можливий тільки при зааретированому гіроскопі та нульовій установці шкали. На ручці викрутки нанесено 10 поділок. Оберт регулювального гвинта на дві-чотири поділки викрутки викликає зміну величини дрейфу головної осі гіроскопу на одну малу поділку шкали (20 п.к.) за 30 хв.

На приладі є штепсельний роз'єм для підключення живлення.

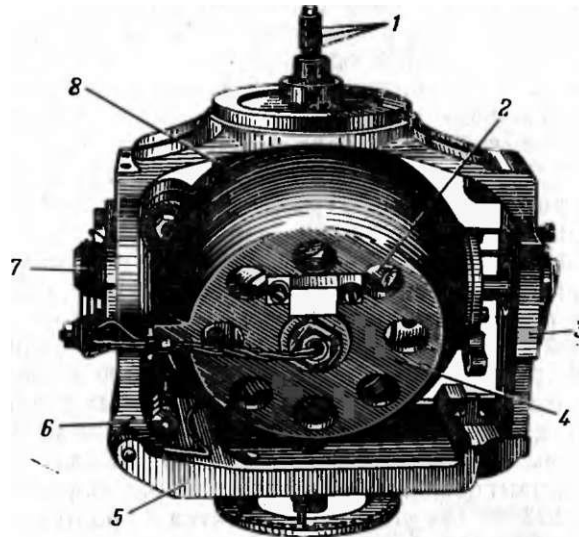


Рис.1.3. Гіровузол ГПК-59 в карданному підвісі: 1 — кільця ОКП; 2 — гіромотор; 3 — зовнішня рамка; 4 — гірокамера; 5 - важіль аретира; 6 — регулювальний гвинт широтного балансування; 7 — маломоментний струмомопідвід; 8 — сопло

Основні характеристики ГПК-59:

Обсяг інформації, що видається: дирекційний кут або курс відносно місцевих предметів

Дрейф головної осі гіроскопа при русі за 30 хв, п.к.не більше ± 40

Час безперервної роботи без переорієнтування, год.1-1,5

Час підготовки до роботи, хв.10-15

Вага комплекту, кг.....6

Струм, споживаний від бортової мережі, А не більше 3

Діапазон робочих температур, град..... ± 50

Напруга первинного джерела живлення, В..... $27 \pm 2,7$

РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ГІРОСКО- ПІЧНОГО ПОКАЖЧИКА КУРСУ

В якості опорної системи координат при виведенні рівнянь руху приладу приймемо земну, орієнтовану географічно або по траєкторії. Положення рухомої частини приладу будемо характеризувати осями Резаля Охуз. Орієнтація цих осей щодо опорної системи показана на кінематичному кресленні (рис. 2.1). Осі Резаля повернені щодо опорної системи на кути α і β . Складові абсолютної кутової швидкості повороту опорної системи координат визначають за виразами [1]:

$$\begin{aligned}\omega_{\xi} &= -v_N / (R + h); \\ \omega_{\eta} &= v_E / (R + h) + u \cos \varphi; \\ \omega_{\zeta} &= (v_E / (R + h)) \operatorname{tg} \varphi + u \sin \varphi; \quad \omega_{\zeta} = \omega_{\eta} \operatorname{tg} \varphi.\end{aligned}$$

Тут $v_N = v \cos \chi$ - північна складова вектора відносної швидкості руху об'єкта, $v_E = v \sin \chi$ - східна складова, χ - шляховий кут (дорівнює куту курсу при відсутності ковзання об'єкта), R - радіус Землі, h - висота об'єкта, u - швидкість обертання Землі, φ - широта місця.

Для виведення рівнянь руху ГН скористаємося рівнянням Лагранжа у 2-й формі:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} - \frac{\partial T}{\partial q} = Q_i \quad (2.1)$$

Обмежимося висновком і аналізом скорочених рівнянь руху гіроскопа, що характеризують його прецесійний рух. Маса кілець карданового підвісу враховувати не будемо. При складанні рівнянь прецесійного руху гіроскопа методом Лагранжа прийнято використовувати замість вираження кінетичної енергії гіроскопа лінійну частину функції Рауса. До того ж результату приводить використання замість повного вираження кінетичної енергії обертального руху гіроскопа тільки кінетичної енергії обертання навколо його головної осі.

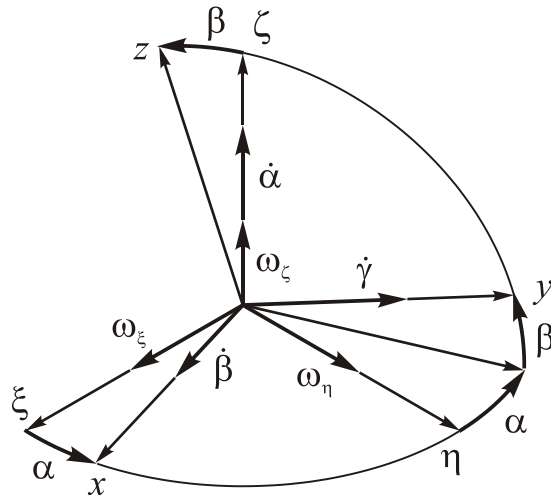


Рис.2.1. Положення осей Резаля гіроскопа відносно опорної системи координат

Можливість такого спрощення пояснюється просто. При складанні скорочених рівнянь методом рівнянь Ейлера нехтують екваторіальній складової кінетичного моменту, що еквівалентно нехтування кінетичної енергією обертання гіроскопа навколо його двох екваторіальних осей [1].

З урахуванням викладеного запишемо, згідно (рис. 2.1), вираз кінетичної енергії обертання гіроскопа навколо головної осі:

$$2T = J_0 \omega_y^2 = J_0 [\dot{\gamma} - \omega_\xi \sin \alpha \cos \beta + \omega_\eta \cos \alpha \cos \beta + (\omega_\zeta + \dot{\alpha}) \sin \beta]^2 \quad (2.2)$$

де J_0 – осьовий момент інерції ротора; $\dot{\gamma}$ — швидкість обертання ротора щодо кожуха.

Складемо спочатку рівняння руху по циклічній координаті γ .

Користуючись схемою рівняння Лагранжа (2.1), отримаємо

$$\frac{\partial T}{\partial \dot{\gamma}} = J_0 \omega_y = J_0 [\dot{\gamma} - \omega_\xi \sin \alpha \cos \beta + \omega_\eta \cos \alpha \cos \beta + (\omega_\zeta + \dot{\alpha}) \sin \beta]; \quad \frac{\partial T}{\partial \gamma} = 0.$$

Для усталеного режиму обертання ротора приймемо $Q_\gamma = M_\gamma = 0$.

Тому

$$\frac{d}{dt} \{J_0[\dot{\gamma} - \omega_\xi \sin \alpha \cos \beta + \omega_\eta \cos \alpha \cos \beta + (\omega_\zeta + \dot{\alpha}) \sin \beta]\} = 0.$$

Отже,

$$J_0 \omega_y = J_0[\dot{\gamma} - \omega_\xi \sin \alpha \cos \beta + \omega_\eta \cos \alpha \cos \beta + (\omega_\zeta + \dot{\alpha}) \sin \beta] = \text{const} = H. \quad (2.3)$$

Умова (2.3) справедливо лише при русі ротора гіроскопа за інерцією. Однак його часто використовують в прикладній теорії гіроскопів і для сталого режиму роботи гіродвигуна, оскільки воно зручно при складанні рівнянь руху за координатами α і β . Для швидко обертаючих гіроскопів таку неточність вважають допустимою [1].

Перейдемо до складання рівняння руху по координаті α . Знайдемо

$$\begin{aligned} \frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}} &= H \sin \beta; & \frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{\alpha}} &= H \dot{\beta} \cos \beta; \\ \frac{\partial T}{\partial \alpha} &= H(-\omega_\xi \cos \alpha \cos \beta - \omega_\eta \sin \alpha \cos \beta). \end{aligned}$$

Отже, рівняння руху по координаті α

$$H(\dot{\beta} \cos \beta + \omega_\xi \cos \alpha \cos \beta + \omega_\eta \sin \alpha \cos \beta) = M_\xi. \quad (2.4)$$

Аналогічно встановимо:

$$\begin{aligned} \frac{\partial T}{\partial \dot{\beta}} &= 0; \\ \frac{\partial T}{\partial \beta} &= H[\omega_\xi \sin \alpha \sin \beta - \omega_\eta \cos \alpha \sin \beta + (\dot{\alpha} + \omega_\zeta) \cos \beta]. \end{aligned}$$

Рівняння руху по координаті β запишемо у вигляді:

$$H[\omega_\xi \sin \alpha \sin \beta - \omega_\eta \cos \alpha \sin \beta + (\dot{\alpha} + \omega_\zeta) \cos \beta] = -M_\beta \quad (2.5)$$

Отримані рівняння (2.4) і (2.5) - нелінійні. У них змінні і є аргументами тригонометричних функцій. Обмежимося розглядом випадку малих кутів і, що дозволить лінеаризувати ці рівняння і представити їх у вигляді

$$\begin{aligned}\dot{\beta} + \omega_{\eta}\alpha + \omega_{\xi} &= \frac{M_{\zeta}}{H}, \\ \dot{\alpha} - \omega_{\eta}\beta + \omega_{\zeta} &= -\frac{M_x}{H}.\end{aligned}\tag{2.6}$$

Будемо рахувати ω_{ξ} , ω_{η} , ω_{ζ} квазіпостійними. Розглянемо спочатку рух гіроскопа без урахування побудови системи горизонтальної корекції за замкнутою схемою, що дозволить обґрунтувати необхідність корекції по обох осях. Введемо комплексну змінну $x = \alpha + j\beta$. Для переходу до нової змінної помножимо перше рівняння системи (2.6) на $j = \sqrt{-1}$ і складемо його з другим. Отримаємо

$$\dot{x} + j\omega_{\eta}x = -\omega_{\zeta} - \frac{M_x}{H} - j\left(\omega_{\xi} - \frac{M_{\zeta}}{H}\right).$$

Вважаючи моменти M_x і M_{ζ} також квазіпостійними, рішення рівняння запишемо у вигляді

$$x = (C_1 + jC_2)e^{-j\omega_{\eta}t} - \frac{1}{\omega_{\eta}}\left(\omega_{\xi} - \frac{M_{\zeta}}{H}\right) + \frac{j}{\omega_{\eta}}\left(\omega_{\eta} + \frac{M_x}{H}\right).$$

Нехай при $t=0$, $x(0)=0$, т. е. $\alpha(0)=\beta(0)=0$. Для цих початкових умов отримаємо

$$C_1 = \frac{1}{\omega_{\eta}}\left(\omega_{\xi} - \frac{M_{\zeta}}{H}\right); \quad C_2 = -\frac{1}{\omega_{\eta}}\left(\omega_{\zeta} + \frac{M_x}{H}\right).$$

Отже,

$$x = \frac{1}{\omega_{\eta}}\left[-\omega_{\xi} + \frac{M_{\zeta}}{H} + j\left(\omega_{\zeta} + \frac{M_x}{H}\right)\right]\left(1 - e^{-j\omega_{\eta}t}\right)\tag{2.7}$$

Розкладемо показову функцію у виразі (2.7) в статичну ряд, обмежившись лінійними членами ряду

$$e^{-j\omega_{\eta}t} \cong 1 - j\omega_{\eta}t + \dots\tag{2.8}$$

Це можливо при обмеженому часі t , коли $|\omega_\eta t| \leq 1$. Обмеження t необхідно також для забезпечення припущень малості кутів α і β . З урахуванням (2.8)

$$x = \left[-\omega_\xi + \frac{M_\zeta}{H} + j \left(\omega_\zeta + \frac{M_x}{H} \right) \right] jt. \quad (2.9)$$

Прирівнявши речові члени (2.9) до змінної α , а уявні - до змінної β , запишемо рішення у вихідних змінних:

$$\begin{aligned} \alpha &= -\omega_\zeta t - \frac{M_x}{H} t, \\ \beta &= -\omega_\xi t + \frac{M_\zeta}{H} t. \end{aligned} \quad (2.10)$$

Вирази (2.10) мають простий фізичний зміст. При відсутності зовнішніх моментів, т. е. при $M_x = M_\zeta = 0$, гіроскоп стає вільним. У цьому випадку він зберігає спочатку задану орієнтацію щодо інерціальної системи координат. Отже, щодо земної координатної системи він буде повертатися зі швидкістю, що дорівнює і протилежно спрямованій абсолютній швидкості повороту земної системи координат: навколо осі ξ зі швидкістю $-\omega_\xi$, навколо осі ζ зі швидкістю $-\omega_\zeta$. При ненульових значеннях моментів M_x і M_ζ до зазначеної швидкості додається ще швидкість прецесійного руху гіроскопа, яка відображається другими членами виразів (2.10) [1].

Щоб головна вісь гіроскопа зберігала задану орієнтацію ($\alpha = \beta = 0$) в опорній земній системі координат, необхідно виконати умови:

$$\begin{aligned} -\omega_\zeta - \frac{M_x}{H} &= 0, \\ -\omega_\xi + \frac{M_\zeta}{H} &= 0. \end{aligned} \quad (2.11)$$

Якщо під M_x і M_ζ мати на увазі корекційні моменти, що компенсують швидкість повороту опорної системи координат, вирази (2.11) - умови, які вони повинні задовольняти.

Однак, як було згадано, горизонтальну корекцію ГН, т. е. Корекцію щодо внутрішньої осі x підвісу гіроскопа, зручніше організувати за замкнутою схемою.

Розглянемо рух ГН з розімкненим схемою корекції по координаті α і с замкнутої по координаті β .

Звернемося для цього знову до рівнянь (2.6). Будемо вважати, що M_x і M_ζ складаються з корекційних моментів M_{k1} і M_{k2} , створюваних датчиками моментів, і моментів-перешкод M_{n2} і M_{n1} , що діють навколо внутрішньої і зовнішньої осей підвісу гіродвигателя, т. Е. Прийmemo:

$$M_x = M_{k1} + M_{n1}; \quad M_\zeta = M_{k2} + M_{n2}.$$

Корекційний момент системи азимутальної корекції при ідеальній корекції задовольняє умові (2.11), т. е. $\frac{M_{k1}}{H} = -\omega_\zeta$.

У загальному випадку $\frac{M_{k1}}{H} = -\omega_{k2}$, де ω_{k2} - швидкість корекційного руху навколо осі підвісу зовнішньої рамки. Корекційний момент системи горизонтальної корекції прийmemo пропорційним розі β відхилення головної осі гіроскопа від перпендикуляра до площини зовнішньої рамки або відхиленню від площини горизонту (при вертикальному положенні осі підвісу зовнішньої рамки - це одне і те ж), т. е.

$$M_{k2} = -k\beta, \quad k = \text{const}.$$

У цьому випадку рівняння (2.6) отримають посвідку

$$\dot{\beta} + \omega_\eta \alpha + \omega_\xi = -\frac{k}{H}\beta + \frac{M_{n2}}{H},$$

$$\dot{\alpha} - \omega_\eta \beta + \omega_\zeta = \omega_{k2} - \frac{M_{n1}}{H}.$$

Зневажимо в цих рівняннях членами $\omega_\eta \alpha$, $\omega_\eta \beta$ як величинами другого порядку малості, і введемо позначення $\frac{k}{H} = \varepsilon$, де ε - питома швидкість коре-

кції (швидкість корекції гіроскопа, викликана корекційним моментом $M_{k2} = -k\beta$ при одиничному значенні кута неузгодженості, т. е. при $\beta=1$ рад).

Після цього спрощення система рівнянь розпадається на два незалежних:

$$\begin{aligned}\dot{\beta} + \varepsilon\beta &= -\omega_{\xi} + \frac{M_{n2}}{H}; \\ \alpha &= -(\omega_{\zeta} - \omega_{k2}) - \frac{M_{n1}}{H}.\end{aligned}\tag{2.12}$$

Рішення першого рівняння при квазіпостійні ω_{ξ} і M_{n2} отримає вигляд

$$\beta = Ce^{-\varepsilon t} + \frac{-\omega_{\xi} + \frac{M_{n2}}{H}}{\varepsilon}.$$

Якщо при $t=0$, $\beta=\beta(0)$, то

$$C = \frac{\omega_{\xi}}{\varepsilon} - \frac{M_{n2}}{H\varepsilon} + \beta(0).$$

Тоді

$$\beta = \left(-\frac{\omega_{\xi}}{\varepsilon} + \frac{M_{n2}}{H\varepsilon} \right) (1 - e^{-\varepsilon t}) + \beta(0)e^{-\varepsilon t}.\tag{2.13}$$

При $t \geq (3...5)\frac{1}{\varepsilon}$ відхилення по координаті β буде практично сталим, відповідно формулі

$$\beta = \beta_{уст} = -\frac{\omega_{\xi}}{\varepsilon} + \frac{M_{n2}}{H\varepsilon}.\tag{2.14}$$

Якщо питома швидкість корекції досить велика в порівнянні з ω_{ξ} і в порівнянні зі швидкістю догляду гіроскопа $\frac{M_{n2}}{H}$, то, як видно з (2.14), статична похибка буде малою [1].

Повернемося до другого рівняння (2.12). Проінтегрувавши його, отримаємо :

$$\alpha = -\int_0^t (\omega_\zeta - \omega_{k2}) dt - \int_0^t \frac{M_{n1}}{H} dt. \quad (2.15)$$

Зіставлення (2.14) і (2.15) показує переваги замкнутої схеми корекції в порівнянні з розімкненим [1].

При замкнутої схемою корекції по координаті β , як видно з (2.14), відсутня накопичення догляду. Як кінематичний догляд, породжуваний обертанням опорної системи координат, так і динамічний догляд гіроскопа, що викликається моментами-перешкодами, вироджуються в статичну помилку. Ця помилка може бути зроблена малої збільшенням питомої швидкості корекції ϵ .

При розімкненої схемою корекції, як впливає з (2.15), зберігається накапівання догляду гіроскопа. За допомогою розімкненої системи корекції досягається тільки зменшення швидкості кінематичного догляду гіроскопа. В ідеальному випадку, коли $\omega_\zeta - \omega_k = 0$, т. е. коли виконується точно перша умова (2.11), швидкість кінематичного догляду звертається в нуль. Але такий ідеальний випадок має скоріше теоретичне, ніж практичне значення. Відзначимо, що при розімкненої системі корекції можливе зменшення і швидкості динамічного догляду, точніше його систематичної складової. Складність використання цієї можливості полягає в не контрольованості моментів-перешкод, що викликають динамічний догляд, і в випадковий характер таких моментів [1].

РОЗДІЛ 3. ПОХИБКИ ГІРОСКОПІЧНОГО ПОКАЖЧИКА КУРСУ. ІМІТАЦІЙНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ГІРОСКОПІЧНОГО ПОКАЖЧИКА КУРСУ

3.1. Карданова похибка і її особливості

Карданова похибка ГН має чисто геометричну природу. Вона з'являється при неперпендикулярному положенні осі підвісу зовнішньої рамки.

Суть карданової похибки з'ясуємо за допомогою рис.10, де показана земна система координат $\xi\eta\zeta$, орієнтована географічно і система координат $x_c y_c z_c$, пов'язана з об'єктом. Зв'язана система $x_c y_c z_c$ повернена відносно земної на кути курсу K , тангажу (диференту) ϑ та крену γ . Для визначеності припустимо, що головна вісь гіроскопа напрями, позначена y , встановлена в площині меридіана $\eta O \zeta$. Для визначеності вважаємо, що головна вісь гіроскопа нахилена відносно площини горизонту на кут β^0 . При відхиленні нормальної осі z_0 об'єкту від вертикалі (осі y) на кути ϑ та γ вісь зовнішньої рамки також відхиляється від вертикалі на ті ж кути, тобто займає напрям осі z_c . При нахилі осі зовнішньої рамки відлік приладних значень курсу об'єкту проводитиметься не в площині горизонту $x_0 O y_0$, а в похилій площині $x_c O y_c$.

Для наочності припустимо, що рухома частина приладу забезпечена шкалою, площина якої $x_c O y_c$ перпендикулярна до осі підвісу z_c зовнішньої рамки. Шкала має оцифрування від 0 до 360° для відліку показань курсу. Відлік проводиться по індексу у вигляді курсової риски, закріпленої на корпусі приладу в подовжній площині об'єкту $y_c O z_c$. Нульовий відлік на шкалі відповідає напрями головної осі.

Побудуємо на рис.2.5. площину $z_c O y$, що проходить через вісь z_c підвісу зовнішньої рамки і головну вісь y гіроскопа. Слід від перетину цієї площини з площиною $x_c O y_c$ похилої шкали визначить вісь OO_1 , на якій лежить нуль відліку.

Таким чином, приладне значення курсу буде визначено кутом K_1 що знаходиться між віссю OO_1 , та поздовжньою віссю y_c об'єкту, на якій розташований відліковий індекс. У загальному випадку $K_1 \neq K$.

Різниця між приладним K_1 , і дійсним K значеннями курсу (істинного або умовного) і складає карданову погрішність або карданову похибку ΔK , тобто.

$$\Delta K = K_1 - K$$

Для одержання формули ΔK потрібно скласти функціональну залежність $K_1 = f(K, \vartheta, \gamma, \beta^0)$. Така залежність може бути отримана рішенням сферичних трикутників, порівнянням матриць напрямних косинусів, використанням проєкцій вибраних відповідним чином векторів.

Використовуємо останній метод як найменш трудомісткий. За вектор, через проєкції якого виражатимемо ту або іншу непарну тригонометричну функцію кута, що цікавить K , приймемо власний кінетичний момент H , направлений уздовж осі y , З рис.2.4 можна одержати рівність

$$\operatorname{tg} K_1 = -\frac{H_{xc}}{H_{yc}} \quad (3.1)$$

Цю рівність можна вивести і формально. Для цього побудуємо в площині $x_c O y_c$ відліку приладового курсу K_1 де яку вісь Ov , перпендикулярну до площини $z_c O y$ і, отже, перпендикулярну до вектора H . За умовою, проєкція вектора H на вісь Ov дорівнюватиме нулю, тобто

$$H_v = 0 \quad (3.2)$$

З віссю y_c вісь Ov , складає кут $\frac{\pi}{2} - K_1$. Виразимо H_v через H_{xc} та H_{yc} і прирівняємо відповідно до (3.1) нулю. Одержимо

$$H_v = H_{xc} \cos K_1 + H_{yc} \sin K_1 = 0$$

З цієї рівності впливає вираз (3.3).

Для отримання залежності $K_1 = f(K, \vartheta, \gamma, \beta^0)$ виразимо в рівності (3.4) H_x та H_z через K, ϑ, γ та β^0 тобто визначимо проекції H на осі x та z у функціях вказаних кутів. Для цього зручно замінити вектор H двома взаємно перпендикулярними його складовими H_η , та H_ζ , зв'язаними з H рівностями

$$H_\eta = H \cos \beta^0; \quad H_\zeta = H \sin \beta^0 \quad (3.3)$$

З рис.4.1 одержимо

$$H_{xc} = H_\eta (-\sin K \cos \gamma + \cos K \sin \gamma \sin \vartheta) - H_\zeta \cos \vartheta \sin \gamma;$$

$$H_{yc} = H_\eta \cos K \cos \vartheta + H_\zeta \sin \vartheta$$

Або, враховуючи рівність (2.3)

$$H_{xc} = H_\eta (-\sin K \cos \gamma + \cos K \sin \gamma \sin \vartheta) - H \sin \beta^0 \cos \vartheta \sin \gamma$$

$$H_{yc} = H_\eta \cos \beta^0 \cos K \cos \vartheta + H \sin \beta^0 \sin \vartheta.$$

Після підстановки цих виразів в (2.3) і ділення всіх членів на $\cos \beta^0 \neq 0$ одержимо шукану залежність $K_1 = f(K, \vartheta, \gamma, \beta^0)$

$$K_1 = \arctg \frac{\sin K \cos \gamma - \cos K \sin \gamma \sin \vartheta + tg \beta^0 \cos \vartheta \sin \gamma}{\cos K \cos \vartheta + tg \beta^0 \sin \vartheta}. \quad (3.4)$$

Користуючись виразом K_1 , запишемо згідно (3.4) формулу карданової похибки

$$\Delta K = K_1 - K = \arctg \frac{\sin K \cos \gamma - \cos K \sin \gamma \sin \vartheta + tg \beta^0 \cos \vartheta \sin \gamma}{\cos K \cos \vartheta + tg \beta^0 \sin \vartheta} \quad (3.5)$$

Формула незручна для розрахунку тим, що містить різницю близьких величин. Цього недоліку можна уникнути, якщо у виразі (3.5) замінити K_1 на $K + \Delta K$ і вирішити одержану рівність відносно ΔK . В такому випадку

$$tg \Delta K = \frac{\sin K \cos \gamma - \cos K \sin \gamma \sin \vartheta + tg \beta^0 \cos \vartheta \sin \gamma - (\cos K \cos \vartheta + tg \beta^0 \sin \vartheta) tg K}{\cos K \cos \vartheta + tg \beta^0 \sin \vartheta + (\sin K \cos \gamma - \cos K \sin \gamma \sin \vartheta + tg \beta^0 \cos \vartheta \sin \gamma) tg K}$$

Спрощена формула

$$\Delta K \cong \frac{1}{4} (\vartheta^2 - \gamma^2) \sin 2K_0 - \vartheta \gamma \cos^2 K_0 \quad (3.6)$$

Використовуючи формулу (3.6) побудуємо графіки залежності карданової похибки від параметрів руху. Спочатку припустимо, що крути крену та тангажу дорівнюють 3° , і побудуємо графік залежності похибки від:

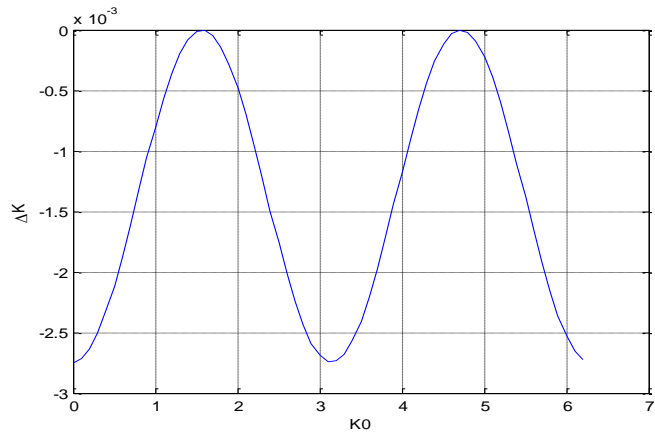


Рис. 3.1. Залежність K від K_0

Як бачимо з графіка на (Рис. 3.1), при K_0 , що прямує до 90° або до 270° , значення карданової похибки прямує до нуля.

Тепер дослідимо вплив кутів крену та тангажу на карданову похибку. Для цього візьмемо $K_0 = 45^\circ$

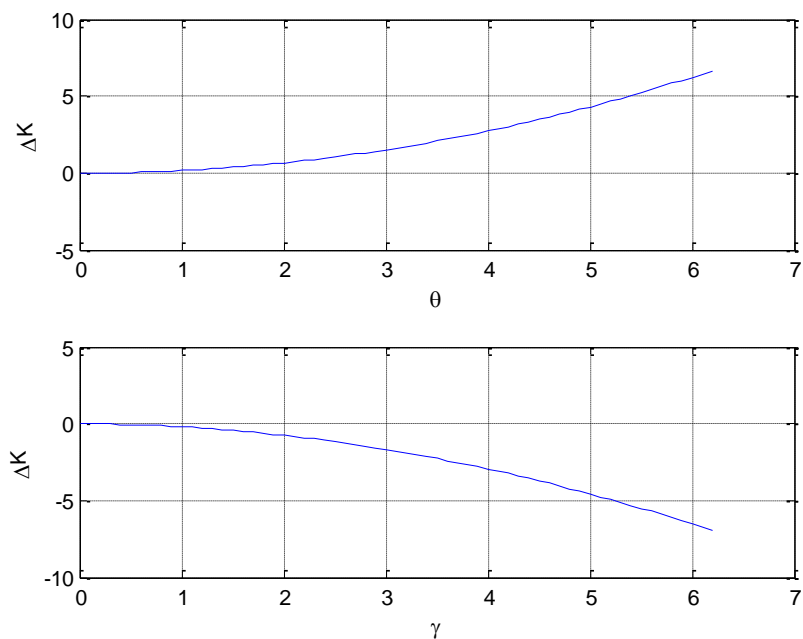


Рис. 3.2. Залежність карданової похибки від кутів крену та тангажу

З графіків на (Рис. 3.2) можемо побачити, що при збільшенні кутів крену та тангажу, накоплюється карданова похибка.

3.2. Похибка ГН через неточність азимутальної корекції

Похибка азимутальної корекції обумовлюється неточністю вироблення сигналу корекції і нестабільністю параметрів, від яких залежить швидкість азимутальної корекції. В даній роботі корекція здійснюється згідно із законом.

$$\omega_{k2} = \omega \sin \varphi \quad (3.7)$$

В систему азимутальної корекції входить синусно-косинусний обертовий трансформатор, напруга азимутальної корекції на виході якого визначається за формулою

$$U_{ак} = U_{п} k_{т} \sin \psi \quad (3.8)$$

де – напруга живлення і коефіцієнт трансформації СКТ; ψ - кут повороту ротору СКТ.

З урахуванням коефіцієнтів передачі датчику моменту $k_{дм}$ і гіроскопу $\frac{1}{H \cos \beta}$ отримуємо такий вираз швидкості корекції (без урахування знаку):

$$\omega_{k2} = \frac{U_{п} k_{т} k_{дм}}{H \cos \beta} \sin \psi \quad (3.9)$$

Щоб швидкість корекції (2.30) відповідала потрібному значенню (3.10) необхідно виконати умови:

$$\psi = \varphi$$

$$\frac{U_{п} k_{т} k_{дм}}{H \cos \beta} = \omega \quad (3.10)$$

Для розрахунку похибки швидкості корекції $\Delta \omega_{k2}$ через малі відхилення $\Delta U_{п}$, $\Delta k_{т}$, $\Delta k_{дм}$, ΔH , $\Delta \varphi$ параметрів системи корекції від їх номінальних значень, потрібно виконати наступну процедуру. Розкладемо залежність (3.11) в ряд Тейлора в околиці номінальних значень параметрів $U_{п}$, $k_{т}$, $\Delta k_{дм}$,

$H, \beta = 0, \psi = \varphi$, обмежившись лінійними членами ряду. Після заміни диференціалів скінченними малими прирощеннями отримаємо:

$$\omega_{k2\text{ном}} + \Delta\omega_{k2} = f(U_{\text{п}}, k_{\text{т}} * k_{\text{дм}}, H, \beta, \varphi)_{\Delta U_{\text{п}}=\Delta k_{\text{т}}=\dots=\Delta\varphi=0} + \frac{df}{dU_{\text{п}}} \Delta U_{\text{п}} + \\ + \frac{df}{dk_{\text{т}}} \Delta k_{\text{т}} + \dots + \frac{df}{d\varphi} \Delta\varphi$$

Звідси, з урахуванням (3.11)

$$\Delta\omega_{k2} = \frac{df}{dU_{\text{п}}} \Delta U_{\text{п}} + \frac{df}{dk_{\text{т}}} \Delta k_{\text{т}} + \frac{df}{dk_{\text{дм}}} \Delta k_{\text{дм}} + \frac{df}{dH} H + \frac{df}{d\beta} \Delta\beta + \frac{df}{d\varphi} \Delta\varphi \quad (3.12)$$

Ця похибка швидкості корекції в азимуті приведе до накопичуваного відходу ГН в азимуті

$$\Delta\alpha_{\text{кор}} = \int_0^t \Delta\omega_{k2} dt$$

Похибка вводу поправки ГН $\sin \gamma$ у канал приведенного курсу - ГН не більше $\pm 0,5$ град/с.

Похибка корекції приведенного курсу - ГН не більше $\pm 0,5\epsilon$.

Подвоєна середньоквадратична похибка визначення гіроскопічного курсу у рівномірному прямолінійному горизонтальному польоті при напруженості магнітного поля більш $0,5E$ не перевищує $\pm 0,7^\circ$ при напруженості $0,06 - 0,15E$ не перевищує $\pm 1,0^\circ$.

У наземних умовах подвоєна середньоквадратична похибка визначення магнітного курсу не перевищує $\pm 0,5\epsilon$.

3.3. Похибка від нестабільності кінетичного моменту

Для приблизного оцінювання моменту інерції використовують спрощену формулу

$$I_o = m_p \rho_p^2 \approx m_p R_p, \quad (3.13)$$

де ρ_p - радіус інерції маховика.

Головними причинами змінювання радіуса маховика R_p в процесі експлуатації гіродвигуна є “розкриття” маховика під дією відцентрових сил інерції та його нагрівання.

Збільшення середнього радіуса маховика під дією відцентрових сил інерції дорівнює $\Delta R_p = \rho \Omega^2 R_p^3 \cdot E^{-1}$, де ρ - густина матеріалу ротора; E - модуль пружності. Змінювання моменту інерції дорівнює

$$\frac{\Delta I_o}{I_o} = \frac{m_p (R_p + \Delta R_p)^2 - m_p R_p^2}{m_p R_p^2} \approx \frac{2\Delta R_p}{R_p} = \frac{2\rho \Omega^2 R_p^2}{E} \quad (3.14)$$

Збільшення середнього радіуса маховика під дією нагрівання дорівнює $\Delta R_p = R_p \alpha_T \Delta \tau$, де α_T - коефіцієнт лінійного розширення; $\Delta \tau$ - відхилення температури маховика від початкової. Змінювання моменту інерції дорівнює

$$\frac{\Delta I_o}{I_o} = \frac{m_p R_p^2 (1 + \alpha_T \Delta \tau)^2 - m_p R_p^2}{m_p R_p^2} \approx 2\alpha_T \Delta \tau. \quad (3.15)$$

Таким чином, сумарна нестабільність моменту інерції дорівнює

$$\frac{\Delta I_o}{I_o} \approx \frac{2\rho \Omega^2 R_p^2}{E} + 2\alpha_T \Delta \tau. \quad (3.16)$$

Змінювання моменту інерції може сягати величини, яка неприпустима для прецизійних приладів. Тому з метою стабілізації моменту інерції потрібно в першу чергу проводити температурну стабілізацію приладу.

Розглянемо нестабільність швидкості обертання ротора.

В разі застосування в ГМ асинхронного електродвигуна нестабільність швидкості обертання буде дорівнювати

$$\frac{\Delta \Omega}{\Omega} = \frac{n - n_n}{n_n} = \frac{60 f p^{-1} (1 - s) - 60 f_n p^{-1} (1 - s_n)}{60 f_n p^{-1} (1 - s_n)}, \quad (3.17)$$

де s , s_n , f , f_n - відповідно поточні та номінальні значення ковзання та частоти живлення.

З одержаного виразу витікає, що нестабільність швидкості обертання ротора асинхронного ГМ обумовлена нестабільністю параметрів джерела живлення та нестабільністю температури, від якої залежать як момент опору, так і величина активного електричного опору ротора.

При необхідності нестабільність параметрів джерела живлення можна зробити незначною, але нестабільність моменту опору ліквідується значно складніше.

Асинхронні двигуни не можуть забезпечити потрібну для прецизійних приладів нестабільність швидкості обертання ротора на рівні $10^{-2}\%$.

Нестабільність швидкості обертання ротора може бути знижена за рахунок використання замкнених систем регулювання швидкості. Так, в прецизійних наземних гірокомпасах використовують ГМ з датчиком кутової швидкості обертання ротора, по сигналах якого регулюють швидкість обертання з точністю до $5 \cdot 10^{-3}\%$.

Для синхронного гістерезисного ГМ в усталеному режимі роботи виконується співвідношення

$$\frac{\Delta\Omega}{\Omega_n} = \frac{\Delta f}{f_n}, \quad (3.18)$$

тобто нестабільність швидкості обертання ротора залежить тільки від нестабільності частоти джерела живлення. Цей параметр за допомогою керованих генераторів струму можна стабілізувати в межах $10^{-2} \dots 10^{-3} \%$.

3.4. Похибки, обумовлені моментом дебалансу.

Ці моменти викликані зміщенням центру мас внутрішньої рамки (кожуха) разом з гіромотором вздовж головної осі. Основні причини такого зміщення центру маси:

- залишкова незбалансованість рухомої частини приладу;
- підшипники, при роботі яких зміщуються шарики і сепаратори, маслильні матеріали (при перетіканні, розбризкуванні і т.д.); зміщення можливо також при зношенні шарикопідшипників;

- з'єднання деталей, що зроблені з металів з різними коефіцієнтами лінійного розширення (посадки кілець ШП на вал і т.д.);
- нерівномірне прогрівання гіромотора;
- неоднакова жорсткість елементів конструкції (наприклад, кришок гіромотора).

Залишковий момент небалансу після проведення операції балансування технологічно можна зменшити до половини моменту тертя, що діє вздовж тієї ж самої осі. Розглянемо більш докладно дві останні причини.

Нехай сумарна жорсткість лівої кришки гірокамери і підшипника одномасової системи (рис.13) дорівнює $C_{Z1}(\tau)$, а правої кришки з підшипником - $C_{Z2}(\tau)$. В початковий момент центр ваги лежить в точці O . Після запуску і прогрівання гіромотора геометричні розміри деталей змінюються.

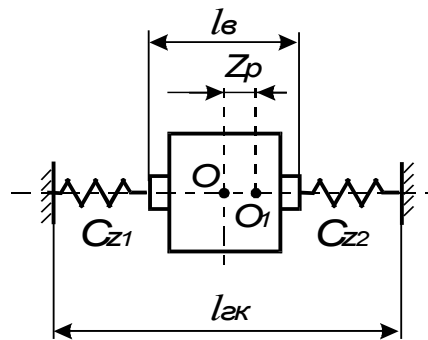


Рис.3.3. Одномасова система

Подовження валу і гірокамери в напрямку осі обертання ротора внаслідок змінювання температури дорівнюють

$$\begin{aligned}\Delta l_{\text{в}} &= l_{\text{в}\tau} - l_{\text{в}0} = l_{\text{в}0}(1 + \alpha_{\text{в}}\Delta\tau_{\text{в}}) - l_{\text{в}0} = l_{\text{в}0}\alpha_{\text{в}}\Delta\tau_{\text{в}}; \\ \Delta l_{\text{зк}} &= l_{\text{зк}\tau} - l_{\text{зк}0} = l_{\text{зк}0}(1 + \alpha_{\text{зк}}\Delta\tau_{\text{зк}}) - l_{\text{зк}0} = l_{\text{зк}0}\alpha_{\text{зк}}\Delta\tau_{\text{зк}},\end{aligned}\quad (3.19)$$

де $\Delta\tau_{\text{в}}$, $\Delta\tau_{\text{зк}}$ - перевищення температури валу та гірокамери відносно оточуючого середовища; $\alpha_{\text{в}}$, $\alpha_{\text{зк}}$ - коефіцієнти лінійного розширення відповідно валу та гірокамери.

В реальних ГМ завжди виконується умова: $\Delta l_{\epsilon} > \Delta l_{\epsilon\kappa}$. Тільки в цьому випадку в конструкції будуть відсутні люфти при нагріванні. Сумарні деформації пружних елементів (кришок гірокамери) зліва і справа будуть дорівнювати Δ_1 і Δ_2 , причому повинна виконуватися рівність $\Delta l_{\epsilon} - \Delta l_{\epsilon\kappa} = \Delta_1 + \Delta_2$.

При нерівних жорсткостях кришок C_{Z1} і C_{Z2} центр мас ГМ зміститься на величину Z_p в сторону більш пружної кришки. Очевидно, що в цьому випадку

$$\Delta_1 = \frac{\Delta l_{\epsilon} - \Delta l_{\epsilon\kappa}}{2} + Z_p; \quad \Delta_2 = \frac{\Delta l_{\epsilon} - \Delta l_{\epsilon\kappa}}{2} - Z_p, \quad (3.20)$$

де $Z_p = 0,5(\Delta_1 - \Delta_2)$.

Після встановлення температури ротор ГМ в напрямку осі обертання буде в стані рівноваги. В такому разі сума всіх сил в напрямку осі обертання ротора буде дорівнювати нулю: $\sum F_Z = R_1 + R_2 = 0$, де R_1 та R_2 - реакції з боку кришок гірокамери. Ці реакції дорівнюють

$$R_1 = C_1 |\Delta_1|; \quad R_2 = C_2 |\Delta_2|. \quad (3.21)$$

Розв'язуючи разом рівняння (3.18) та (3.19), одержимо

$$\Delta_1 = \frac{C_2}{C_1 + C_2} \cdot (\Delta l_{\epsilon} - \Delta l_{\epsilon\kappa}); \quad \Delta_2 = \frac{C_1}{C_1 + C_2} \cdot (\Delta l_{\epsilon} - \Delta l_{\epsilon\kappa}) \quad (3.22)$$

Виходячи з одержаних розв'язків рівнянь визначимо величину Z_p :

$$Z_p = \frac{C_2 - C_1}{2} = \frac{1}{2} (\Delta l_{\epsilon} - \Delta l_{\epsilon\kappa}) \cdot \left[\frac{C_1}{C_1 + C_2} - \frac{C_2}{C_1 + C_2} \right],$$

звідки

$$Z_p = \frac{1}{2} \cdot \frac{C_1 - C_2}{C_1 + C_2} \cdot [\ell_{\epsilon 0} \alpha_{\epsilon} \Delta \tau_{\epsilon} - \ell_{\epsilon\kappa 0} \alpha_{\epsilon\kappa} \Delta \tau_{\epsilon\kappa}] \quad (3.23)$$

Як слідує з отриманого виразу, одним з головних факторів зміщення центру мас є нерівномірне прогрівання конструкції ($\Delta \tau_{\epsilon} \neq \Delta \tau_{\epsilon\kappa}$).

3.5. Імітаційне моделювання гіроскопічного показчика курсу

Скористаємось рівнянням руху ГН [2]:

$$\begin{aligned}\dot{\beta} + \omega_{\eta}\alpha + \omega_{\xi} &= \frac{M_{\xi}}{H}; \\ \dot{\alpha} - \omega_{\eta}\beta + \omega_{\zeta} &= -\frac{M_x}{H}.\end{aligned}\tag{3.24}$$

Тут α, β - кути повороту зовнішньої і внутрішньої рамок гіроскопа, M_x, M_{ξ} - проекції моментів зовнішніх сил на відповідні осі, H - кінетичний момент гіроскопа, $\omega_{\xi}, \omega_{\eta}, \omega_{\zeta}$ - проекції кутової швидкості географічної системи координат [2]:

$$\begin{aligned}\omega_{\xi} &= -\frac{V_N}{R}; \\ \omega_{\eta} &= U \cos \varphi + \frac{V_E}{R}; \\ \omega_{\zeta} &= U \sin \varphi + \frac{V_E}{R} \operatorname{tg} \varphi.\end{aligned}\tag{3.25}$$

Дані рівняння руху ГН можна записати таким чином [22]:

$$\begin{aligned}\dot{\beta} &= \frac{M_{\xi}}{H} - \omega_{\eta}\alpha - \omega_{\xi}; \\ \dot{\alpha} &= -\frac{M_x}{H} + \omega_{\eta}\beta - \omega_{\zeta}.\end{aligned}\tag{3.26}$$

Отриманні рівняння спростимо до наступного вигляду [2]:

$$\begin{aligned}\dot{\beta} &= \frac{M_{\xi}}{H}; \\ \dot{\alpha} &= -\frac{M_x}{H}.\end{aligned}\tag{3.27}$$

Simulink модель гіроскопу (файл Gyro.mdl), складена по рівняння (3.24), представлена на (рис.3.4).

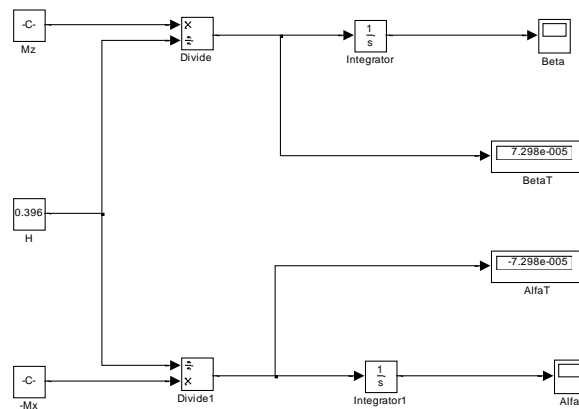


Рис. 3.4. Simulink модель прецесійного рівнянь руху гіроскопа

Доповнимо отриману модель до рівнянь ГН (3.24). На (рис.3.5) зображена Simulink модель ГН (файл Pathfinder2.mdl)

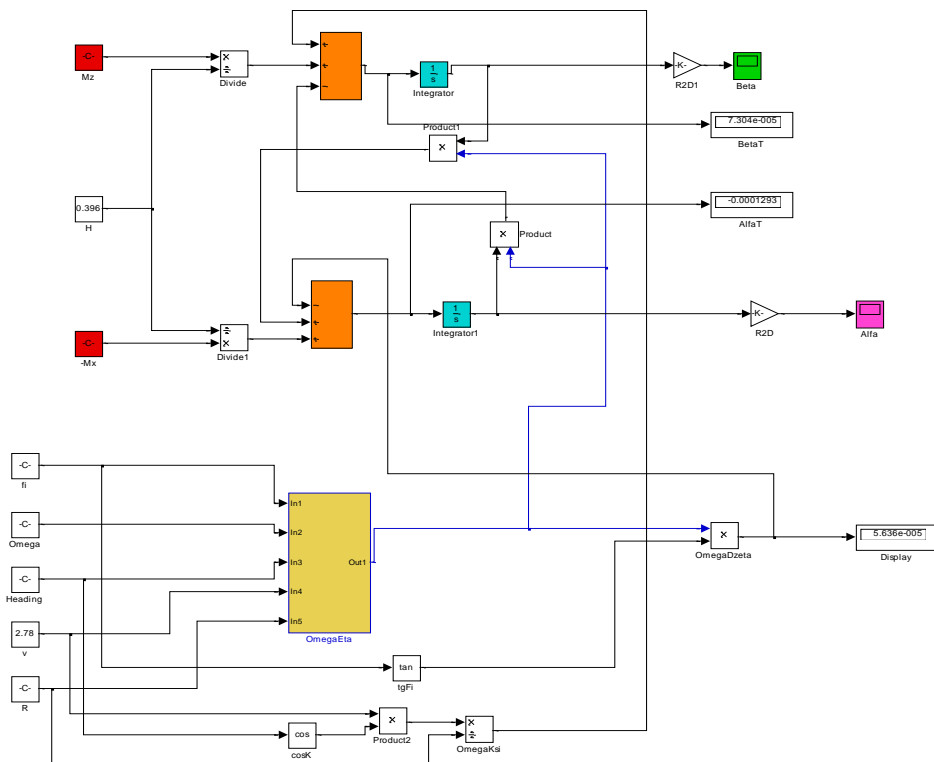


Рис. 3.5. Simulink модель ГН

Доповнив отриману модель (3.6) віртуальним індикатором (Heading Indicator) Simulink модель ГН (файл Pathfinder2.mdl)

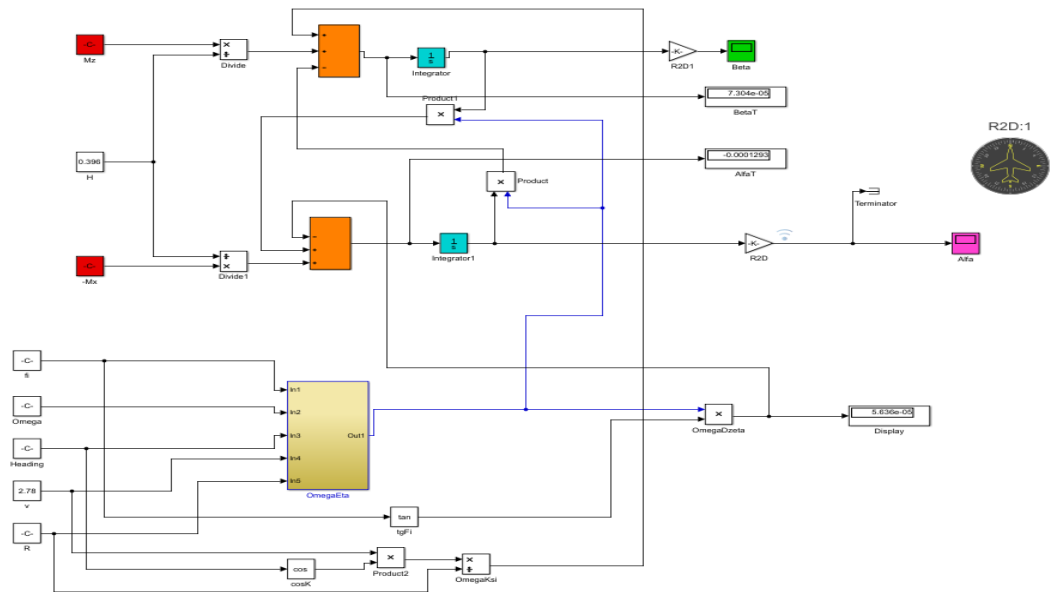


Рис. 3.6. Simulink модель ГН з віртуальним індикатором(Heading Indicator)

Нижня половина даної моделі з Subsystem OmegaEta моделює кінематичні рівняння (3.24).

На (рис.3.7) зображена Simulink модель Subsystem OmegaEta.

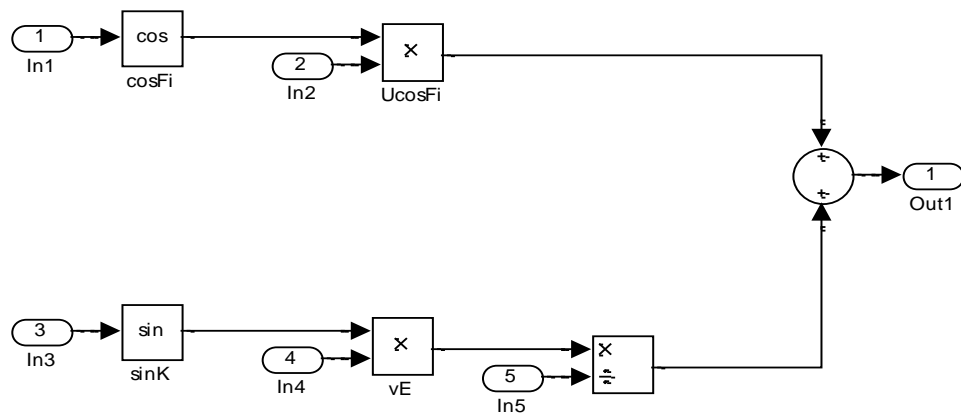


Рис. 3.7. Simulink модель Subsystem OmegaEta.

На (рис.3.8) показані графічні залежності кутів β (зліва) і α в градусах.

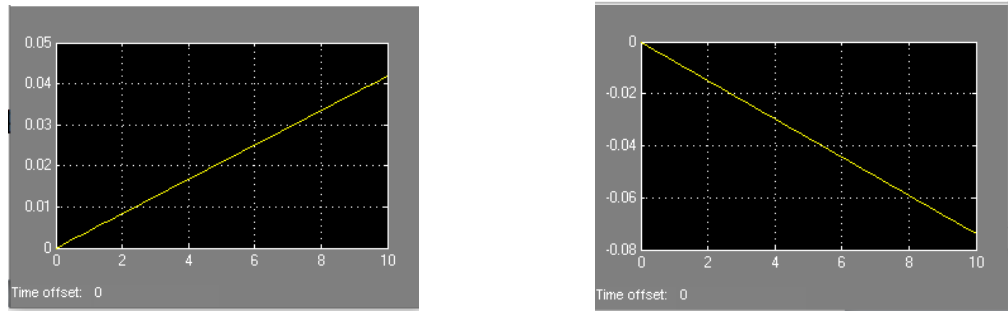


Рис. 3.8 Графічні залежності вуглів β (зліва) і α від часу

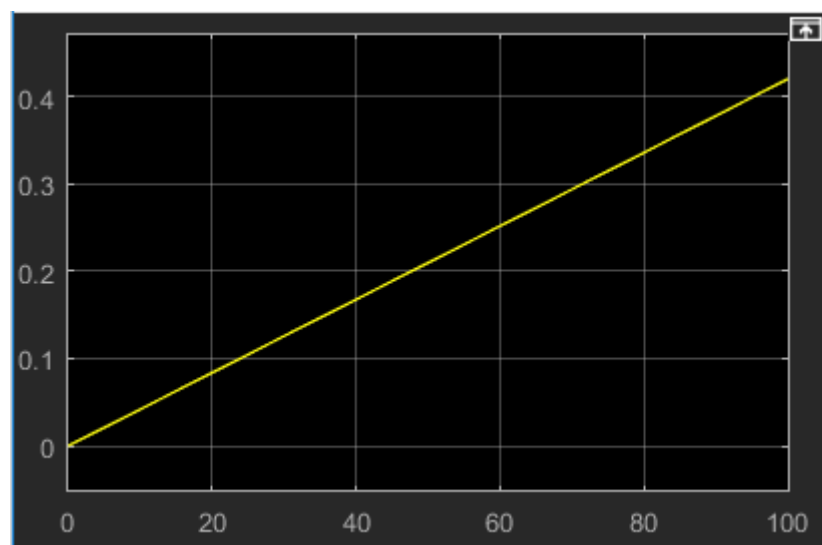
Результати моделювання.

Значення :

- M_z - $2.89e-05$;
- H - 0.396;
- M_x - $-2.89e-05$;
- F_i - $50 \cdot \pi / 180$;
- Ω - $7.29e-05$;
- Heading - $90 \cdot \pi / 180$;
- V - 2.78;
- R – 6371110;

Час моделювання:

- 100 секунд;



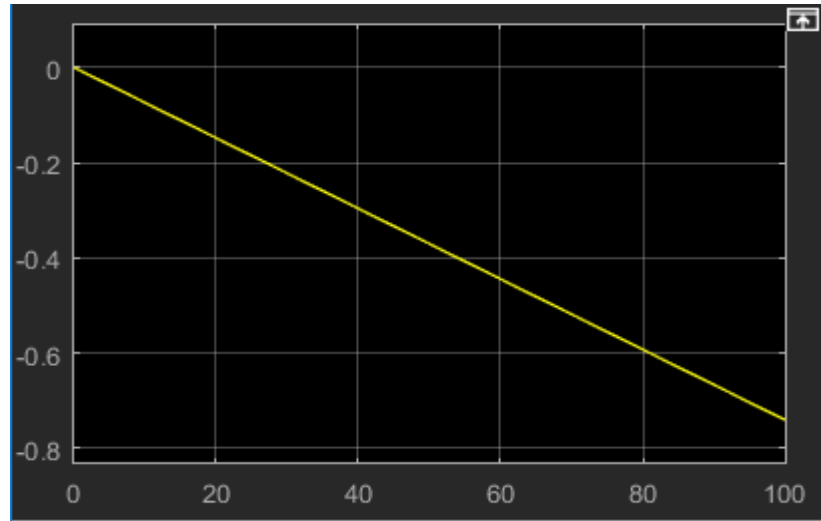
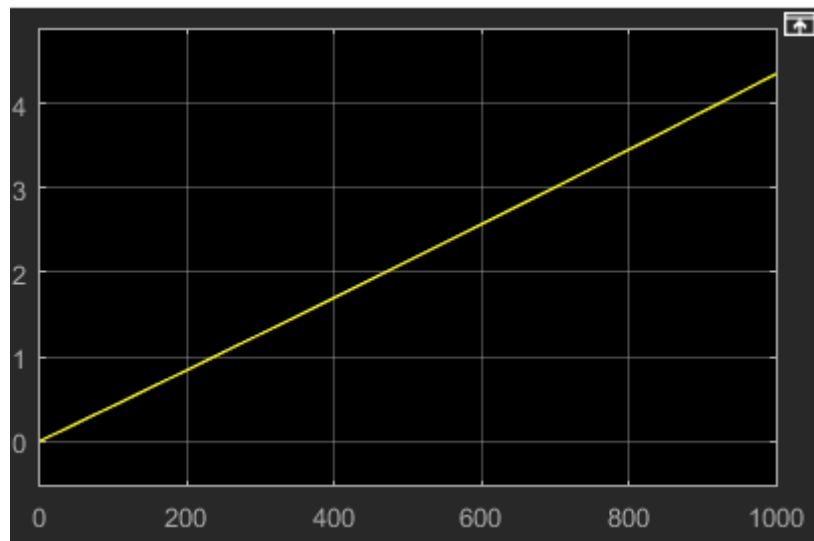


Рис. 3.9 Графічні залежності вуглів β (зверху) і α (знизу) від часу 100
При порівнянні вихідних характеристик при часі моделювання 100 секунд різниці в графіках, не виявлено.

Час моделювання:

- 1000 секунд;



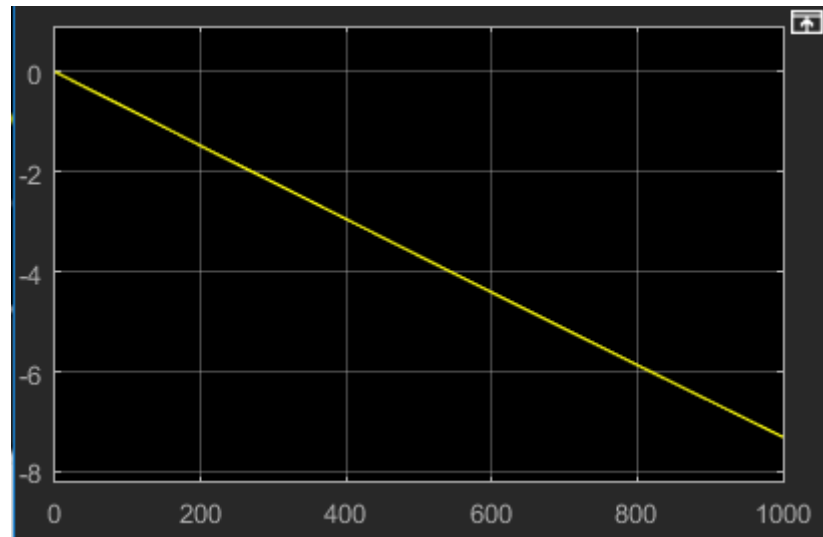
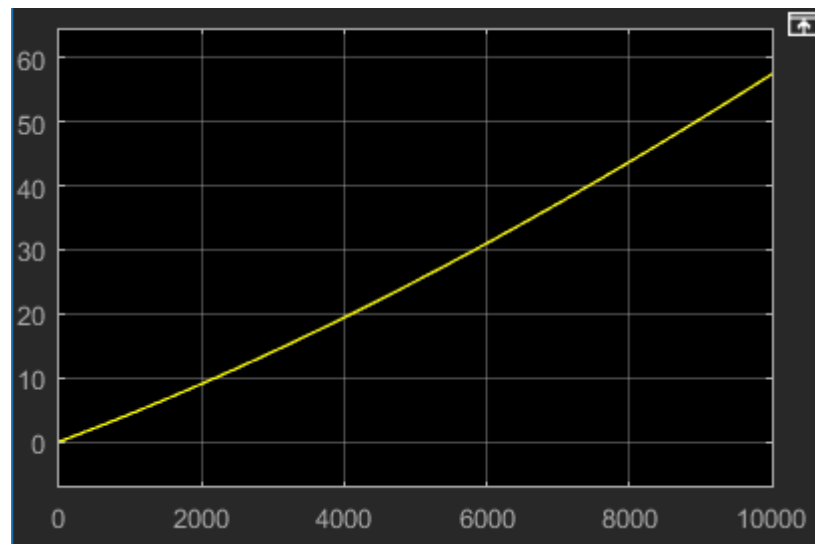


Рис.3.10 Графічні залежності вуглів β (зверху) і α (знизу) від часу
1000

При порівнянні вихідних характеристик при часі моделювання 1000 секунд різниці в графіках, не виявлено.

Час моделювання:

- 10000 секунд;



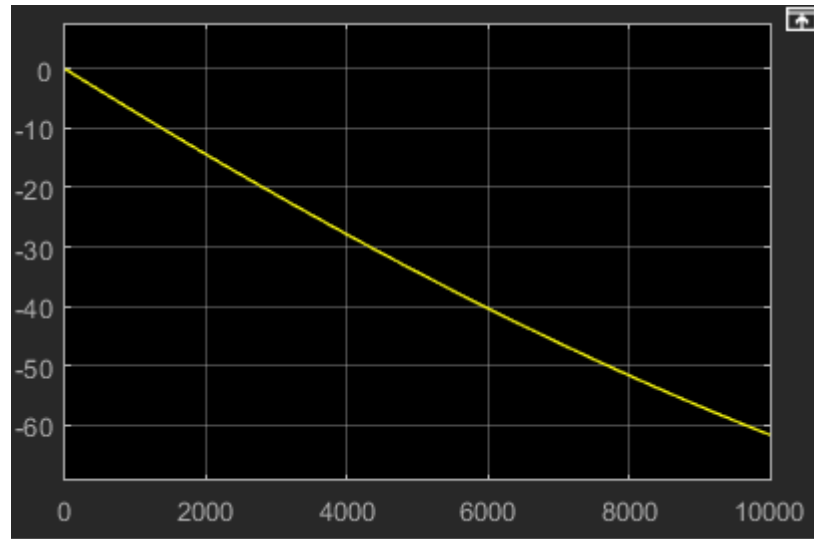


Рис.3.11 Графічні залежності вуглів β (зверху) і α (знизу) від часу
10000

При часі інтегрування 100000 секунд відхилення вихідних значень помітне вже на всіх графіках, а саме рис.3.11 відхилення вихідного значення починає спостерігатись з 2000 секунди моделювання.

Результати моделювання з віртуальним інтегратором.

Час моделювання:

- 100 секунд;

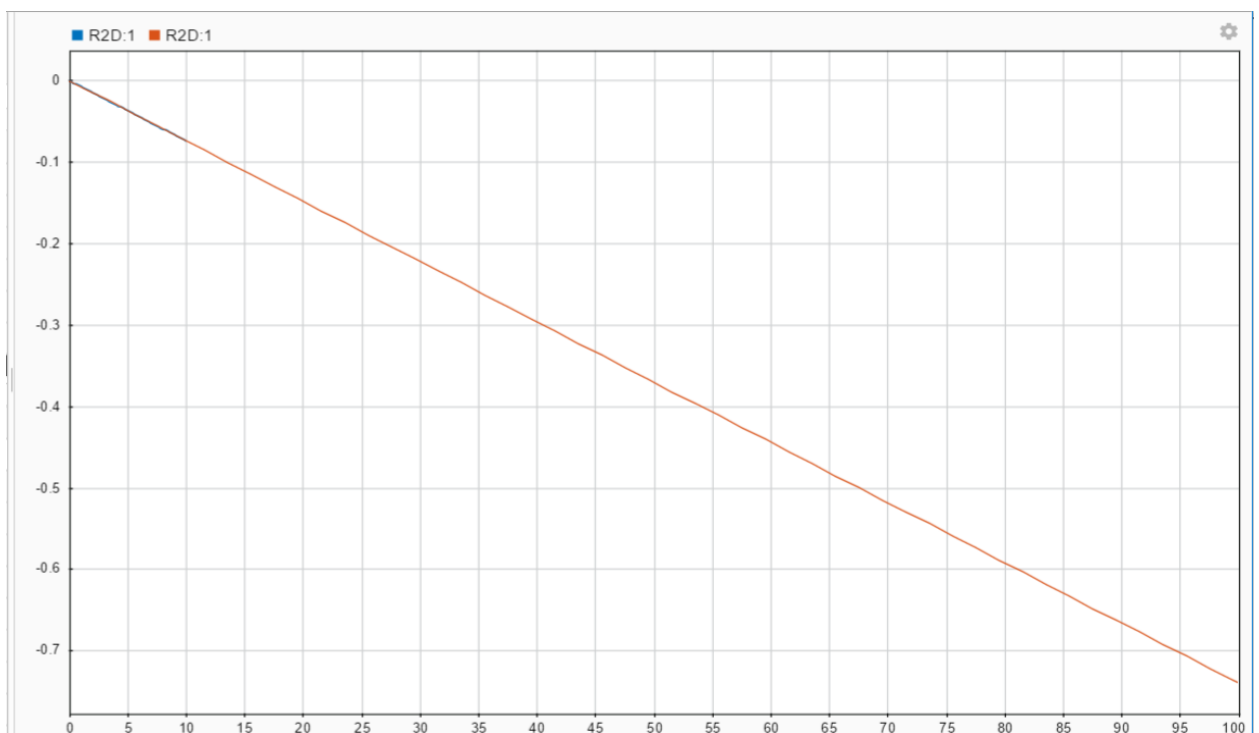


Рис. 3.12 Графічні залежності вуглів β (зверху) і α (знизу) від часу 100 з віртуальним індикатором

При порівнянні вихідних характеристик при часі моделювання з віртуальним індикатором 100 секунд різниці в графіках, не виявлено.

Час моделювання:

- 1000 секунд;

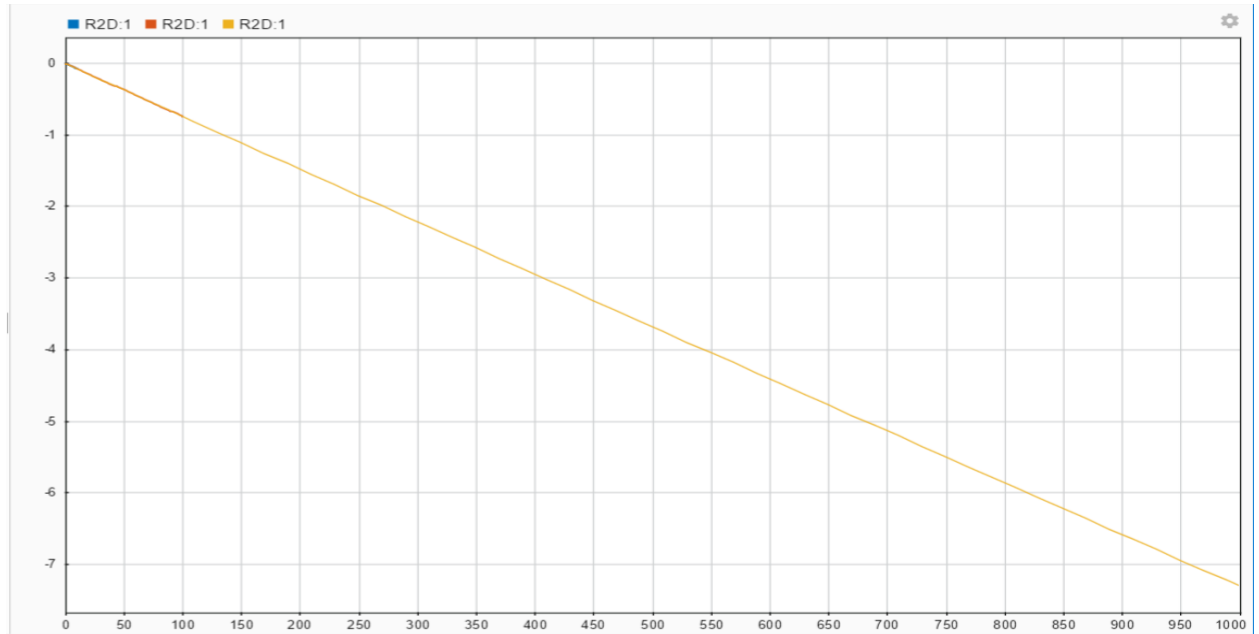


Рис. 3.13 Графічні залежності вуглів β (зверху) і α (знизу) від часу 1000 з віртуальним індикатором

При порівнянні вихідних характеристик при часі моделювання з віртуальним індикатором 1000 секунд різниці в графіках, не виявлено.

Час моделювання:

- 10000 секунд;

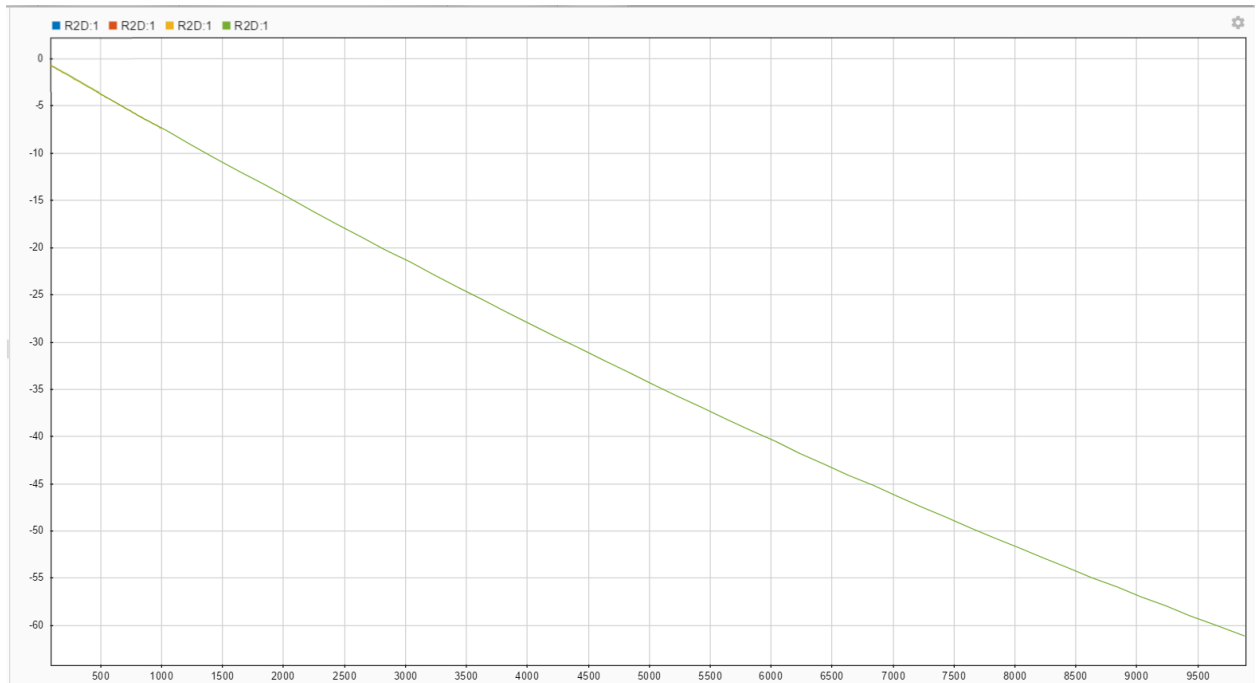


Рис. 3.14 Графічні залежності вуглів β (зверху) і α (знизу) від часу 10000 з віртуальним індикатором

При часі інтегрування з віртуальним індикатором 100000 секунд відхилення вихідних значень помітне вже на всіх графіках, а саме (рис.3.14) відхилення вихідного значення починає спостерігатись з 2000 секунди моделювання, як і на моделюванні без віртуального індикатора (рис.3.11).

Висновки

В даній дипломній роботі було проведено інформаційно-аналітичний огляд сучасного стану гіроскопічних показників курсу наземної техніки. Було вибрано кінематичну схему.

Розроблено математичну модель, на основі якої було розглянуто похибки приладу та проведено імітаційне моделювання роботи приладу.

Приведені карданові похибки гіроскопічного показника курсу та їх особливості. Було проведено аналіз похибок від нестабільності кінематичного моменту, розглянуто похибки, обумовлені моментом дебалансу.

Також, в цій роботі проведено імітаційне моделювання гіроскопічного показника за допомогою програми Simulink та надано модель прецесійного рівняння руху гіроскопа. Доповнено отриману модель до рівнянь ГН (3.24). На (рис.3.5) зображена Simulink модель ГН. До моделі ГН було добавлено віртуальний індикатор (Heading Indicator), який представлено на (рис.3.6). Зображена Simulink модель Subsystem OmegaEta (рис. 3.7) і показана залежність кутів β і α від часу на рис.3.8, яка свідчить, що під дією постійних моментів гіроскоп здійснює прецесійний рух з постійними кутовими швидкостями. Таким чином, Simulink модель гіроскопа працює нормально. Наступним кроком буде доповнена модель з системою корекції.

Список використаних джерел

1. Бондарь П.М., Мелешко В.В. Гироскопы направления. – Киев: НТУУ «КПІ», 2016.–153с.
2. Теория и расчет гироскопических приборов/ Одинцов А. А. – К.: Вища шк. Головное изд-во, 1985. – 392 с.
3. Основы теории гироскопа направления.[Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://kafpson.kpi.ua/Lib/Gyro/Direction_gyro.pdf
4. Гироскопы напрямку.[Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://kafpson.kpi.ua/Arhiv/Bondar/lr_vpps_p1.pdf
5. Гироскопи. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://uk.wikipedia.org/wiki/Гироскоп>
6. Гироскоп, його стійкість. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://ua.textreferat.com/referat-17946.html>
7. Історія гіроскопу. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://znaimo.com.ua/Гироскоп>
8. Гироскоп в телефоні. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://radka.in.ua/poradi/giroskop-v-telefoni-sho-ce-za-datchi.html>
9. Гироскоп: класична механіка. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://stud.com.ua/144463/prirodoznnavstvo/giroskop>
10. Гироскоп. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://moyaosvita.com.ua/fizuka/giroskop/>
11. .Что такое гироскоп. Простое о сложном. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://zen.yandex.ru/media/id/5a630d2c9b403c5442578563/chto-takoe-giroskop-prosto-o-slojnom-5b6677b2f2aaf000a982f91e>
12. Суть та значення гіроскопу. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <http://vseslova.com.ua/word/Гироскоп-25017u>
13. Гироскопи в науці та техніці. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.bestreferat.ru/referat-199892.html>
14. Гироскопи: їх застосування [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://stud.com.ua/144463/prirodoznnavstvo/giroskop>

15. Гіроскоп, його властивості. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://stud.com.ua/144463/prirodoznavstvo/giroskop>
16. Гіроскопи: вільні осі обертання. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://infopedia.su/18xd5ac.html>
17. Гіроскоп. Енциклопедія. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://bigenc.ru/physics/text/2362236>
18. Гіроскопічні сили. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://studopedia.ru/20_10653_giroskopichni-sili-zastosuvannya-giroskopa.html
19. Гіроскоп, його прецесія. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://studopedia.su/2_41043_pretsesiya-giroskopa.html
20. Гіроскопічний момент. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://studfile.net/preview/5155716/>
21. Гіроскопи. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://slovnyk.ua/index.php?swrd=гіроскоп>
22. Гіроскоп. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://imrad.com.ua/ua/giroskop>
23. Гіроскопічний ефект. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://life-prog.ru/ukr/1_2991_giroskop-giroskopichniy-efekt-protsesiya-giroskopa.html
24. Гіроскоп. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://studopedia.org/4-48667.html>
25. Гіроскоп. [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://faqukr.ru/tehnologii/127923-shho-take-giroskop-giroskop-v-telefoni-shho-ce.html>